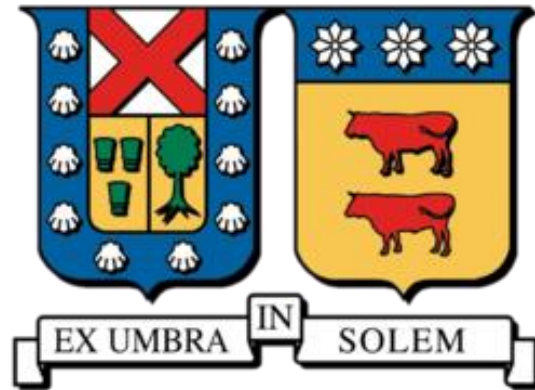


UNIVERSIDAD TECNICA FEDERICO SANTA MARIA

DEPARTAMENTO DE INGENIERIA MECÁNICA



SANTIAGO - CHILE

“SIMULACIÓN Y COMPARACIÓN DE PERFILES  
ALARES PARA EL USO EN  
AEROGENERADORES DE EJE HORIZONTAL EN  
CHILE”

ÁLVARO GABRIELE BARBATO CARRIÓN

MEMORIA DE TITULACIÓN PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO CIVIL  
MECÁNICO

Profesor Guía: Ph.D. Rodrigo Cassineli Palharini

Profesor Co-referente: Mg.-Ing. Nicolas Thiers Moggia

Septiembre 2021

---

# Agradecimientos

Parto agradeciendo a mi madre Silvia por enseñarme, aconsejarme y guiarme a ser la persona que soy hoy, por todo el sacrificio que ha realizado en su vida para que siempre sea feliz y pueda seguir mis sueños llegando hasta donde estoy hoy.

A mis amigos que se han convertido en mis hermanos Saul y Francisco por los años de amistad, las mil anécdotas de cada salida que teníamos, por esas risas de cada tontería que siempre hacemos, pero por sobre todo por su constante apoyo y ayuda a levantarme cada vez que pensaba en rendirme, recordándome de lo que soy capaz, de mi fortaleza y de todo lo que he sido capaz de superar hasta ahora.

Agradecido de los amigos que hice desde primer año Tomas, Gabriela, Carolina, Joaquín, Javier y Andrés por todo lo que aprendí de cada uno de ellos y por qué esta amistad perduró en los años. Especialmente agradecer a Micaela por su incondicional amistad desde el primer minuto que inicie este ciclo, por esas risas, consejos y conversaciones que muchas veces eran solo en los cortos tiempos que nos veíamos pero que siempre me hizo saber que estaba presente.

Le doy las gracias a la gente que conocí desde que entré a mecánica y con los que estuve compartiendo los últimos años por esas largas horas de estudio, por los buenos momentos y esas bromas que hacían todo más ameno. Particularmente agradecer a Hugo por la amistad que formamos en un corto tiempo, por esas tremendas maratones de estudio donde por lo menos hambre nunca se pasó, por esas piscolas y salidas, pero sobre todo porque las risas nunca faltaron.

Finalmente agradezco a los profesores que me guiaron en este trabajo, Rodrigo por su constante apoyo, su increíble disponibilidad, por motivarme a querer desafiar mis límites y sobre todo por sus palabras de aliento cuando todo se veía cuesta arriba. Y a Nicolas por todo lo que me ha enseñado desde que fui su alumno, por ser uno de los responsables de motivarme a querer aprender más sobre la dinámica de fluidos computacional y por su siempre disponibilidad cada vez que necesité ayuda.

---

# Dedicatorias

*Dedicado a quien fue mi segunda madre,  
mi única abuela, Aurora Cabrera. Quien  
deseaba estar presente cuando  
escribiera estas palabras, pero la vida  
no se lo permitió.*

*“Nuestra mayor gloria no está en no  
haber caído nunca, sino en levantarnos  
cada vez que caemos”*

---

# Resumen

El presente trabajo tiene como finalidad realizar un análisis comparativo sobre el comportamiento aerodinámico de perfiles alares utilizados en aerogeneradores de eje horizontal sometidos a condiciones de viento encontradas en Chile. El principal objetivo de esta investigación es poder determinar que perfiles alares podrían mejorar el rendimiento de un aerogenerador instalado en el territorio nacional.

Para realizar este trabajo se utiliza el método numérico de volúmenes finitos mediante el software de código abierto OpenFOAM 7, donde se simulan los perfiles alares FFA-W3-211, DU 93-W-210, NREL S809 y NACA0012. Las condiciones de viento utilizadas para las distintas simulaciones corresponden a las obtenidas a partir del explorador eólico para los parques eólicos Taltal y Talinay II, siendo estos puntos de referencia del territorio nacional.

A partir de esta investigación, los perfiles con mejor comportamiento aerodinámico bajo las condiciones del Parque Eólico Taltal son el perfil NACA0012 Optimizado debido a su alto ratio  $C_l/C_d = 24,53$  para un ángulo de ataque de  $5,5^\circ$  y el perfil DU 93-W-210 debido a su mayor control respecto a decaimiento en el ratio  $C_l/C_d$  en un mayor rango de ángulos de ataque, mientras que para las condiciones del Parque Eólico Talinay II es el perfil DU 93-W-210 el perfil con mejor comportamiento aerodinámico debido a su máximo ratio  $C_l/C_d = 14,00$  para un ángulo de ataque de  $5,5^\circ$ .

Finalmente, se demuestra que el perfil utilizado actualmente en los aerogeneradores instalados en estas regiones de Chile, el perfil FFA-W3-211, no es el óptimo para estas condiciones de viento. En esta investigación, queda demostrado que los perfiles DU 93-W-210 y NACA0012 Optimizado son los perfiles que podrían mejorar el rendimiento de aerogeneradores según las condiciones de viento de Chile.

---

# Abstract

The main objective of this work is to perform a comparative analysis of the aerodynamic behaviour of airfoils used in horizontal axis wind turbines subjected to wind conditions found in Chile. This research aims to determine which profiles could improve the performance of a wind turbine installed in the national territory.

To perform this work, the numerical method of finite volume is used in the open-source software OpenFOAM 7 where the wing profiles FFA-W3-211, DU 93-W-210, NREL S809 and NACA0012 are simulated. The wind conditions used for the different simulations correspond to those obtained from the wind explorer for the Taltal and Talinay II wind farms, being these points of reference for the national territory.

From this research, the airfoils with the best aerodynamic performance in the conditions of the Taltal Wind Farm are the airfoil NACA0012 optimised due to its high ratio  $C_l/C_d = 24,53$  for an angle of attack of  $5,5^\circ$  and the DU 93-W-210 airfoil due to its high control over decay in the  $C_l/C_d$  ratio over a wider range of angles of attack, while for the Talinay II Wind Farm conditions it is the DU 93-W-210 airfoil with the best aerodynamic performance due to its maximum ratio  $C_l/C_d = 14,00$  for an angle of attack of  $5.5^\circ$ .

Finally, it is shown that the airfoil used in the wind turbines installed in these regions of Chile, the FFA-W3-211 airfoil, is not the optimal for these wind conditions. In this work, it demonstrated that the airfoils DU 93-W-210 and NACA0012 Optimized may be used to improve the performance of wind turbines according to the wind conditions of Chile.

---

# Glosario

$C_d$ : Coeficiente de arrastre  $[-]$

$C_l$ : Coeficiente de sustentación  $[-]$

$C_m$ : Coeficiente de momento  $[-]$

$L_c$ : Longitud característica  $[m]$

$\vec{V}$ : Vector velocidad conformado por 3 componentes para un caso tridimensional  $(u_x, u_y, u_z)$

$V_\infty$ : Velocidad de corriente libre o velocidad lejos de superficie  $\left[\frac{m}{s}\right]$

$u^+$ : Velocidad adimensional en coordenadas de pared  $[-]$

$u_t$ : Velocidad parietal  $\left[\frac{m}{s}\right]$

$y^+$ : Distancia adimensional en coordenadas de pared  $[-]$

$\delta_{ij}$ : Delta de Dirac  $[-]$

$\tilde{\nu}$ : Parámetro de viscosidad turbulenta  $\left[\frac{m^2}{s}\right]$

$\nu_t$ : Viscosidad turbulenta  $\left[\frac{m^2}{s}\right]$

$\tau_w$ : Esfuerzo parietal  $[Pa]$

$\bar{\phi}$ : Promedio temporal de una variable

$\phi'$ : Fluctuación de una variable dependiente del tiempo

$\Delta t$ : Paso temporal  $[s]$

$\Delta x$ : Paso espacial en la dirección  $x$  del sistema de referencia  $[m]$

## Glosario

---

$\Delta y$ : Paso espacial en la dirección  $y$  del sistema de referencia [ $m$ ]

$\Delta z$ : Paso espacial en la dirección  $z$  del sistema de referencia [ $m$ ]

*CFD*: Dinámica de fluidos computacional (Computational Fluid Dynamics)

*Co*: Numero de Courant

*HAWT*: Aerogeneradores de eje horizontal (Horizontal Axis Wind Turbine)

*I*: Intensidad de turbulencia [-]

*M*: Momento unidad de largo  $\left[\frac{Nm}{m}\right]$

*Ma*: Numero de Mach [-]

*P*: Presión [ $Pa$ ]

*RANS*: Método promedio de Navier – Stokes (Reynolds Averaged Navier – Stokes)

*Re*: Numero de Reynolds [-]

*T*: Temperatura [ $^{\circ}C$ ]

*V*: Magnitud de velocidad en  $\left[\frac{m}{s}\right]$

*c*: Cuerda de un perfil alar [ $m$ ]

*d*: Fuerza de arrastre por unidad de largo  $\left[\frac{N}{m}\right]$

*g*: Aceleración de gravedad  $\left[\frac{m}{s^2}\right]$

*k*: Energía cinética turbulenta  $\left[\frac{m^2}{s^2}\right]$

*l*: Fuerza de sustentación por unidad de largo  $\left[\frac{N}{m}\right]$

*m*: Masa [ $Kg$ ]

*t*: Tiempo [ $s$ ]

## Glosario

---

$\alpha$ : Angulo de ataque [ $^{\circ}$ ]

$\delta$ : Espesor de capa límite [mm]

$\varepsilon$ : Tasa de disipación energética  $\left[\frac{m^2}{s^3}\right]$

$\mu$ : Viscosidad dinámica  $\left[\frac{Kg}{m \cdot s}\right]$

$\nu$ : Viscosidad cinemática  $\left[\frac{m^2}{s}\right]$

$\rho$ : Densidad  $\left[\frac{Kg}{m^3}\right]$

$\tau$ : Esfuerzo de corte [ $Pa$ ]

$\omega$ : Tasa de disipación específica de energía  $\left[\frac{1}{s}\right]$

---

# Índice general

|                                                              |       |
|--------------------------------------------------------------|-------|
| Agradecimientos.....                                         | I     |
| Dedicatorias.....                                            | II    |
| Resumen .....                                                | III   |
| Abstract.....                                                | IV    |
| Glosario .....                                               | V     |
| Índice general .....                                         | VIII  |
| Índice de figuras .....                                      | XII   |
| Índice de Tablas.....                                        | XVIII |
| 1. Introducción.....                                         | 1     |
| 1.1. Objetivos Generales.....                                | 7     |
| 1.2. Objetivos Específicos .....                             | 7     |
| 2. Marco Teórico .....                                       | 8     |
| 2.1. Fundamentos elementales de la mecánica de fluidos ..... | 8     |
| 2.1.1. Numero de Mach.....                                   | 8     |
| 2.1.2. Viscosidad .....                                      | 8     |
| 2.1.3. Comportamiento temporal de los flujos .....           | 10    |
| 2.1.4. Comportamiento de la densidad en los fluidos .....    | 10    |
| 2.1.5. Número de Reynolds.....                               | 10    |
| 2.1.6. Ecuaciones de Navier - Stokes.....                    | 11    |

|                                                                                     |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 2.1.7. Flujos turbulentos .....                                                     | 13 |
| 2.1.8. Modelos de turbulencia .....                                                 | 16 |
| 2.1.9. Fundamentos de capa límite .....                                             | 20 |
| 2.2. Aerogeneradores de eje horizontal.....                                         | 24 |
| 2.2.1. Estructura de alabes un aerogenerador de eje horizontal .....                | 25 |
| 2.3. Fundamentos de aerodinámica de perfiles alares.....                            | 27 |
| 2.3.1. Perfiles aerodinámicos .....                                                 | 27 |
| 2.3.2. Fuerzas aerodinámicas presentes en un perfil alar .....                      | 28 |
| 2.3.3. Influencia de la separación de la capa límite y efecto “stall” .....         | 31 |
| 2.4. Fundamentos de dinámica de fluidos computacional .....                         | 31 |
| 2.4.1. Método de volúmenes finitos .....                                            | 32 |
| 2.4.2. Aproximación de las integrales de volumen .....                              | 33 |
| 2.4.3. Aproximación de las integrales superficie .....                              | 34 |
| 2.4.4. Aproximación de la derivada temporal .....                                   | 35 |
| 2.4.5. Algoritmos de acoplamiento de presión para ecuaciones de Navier-Stokes ..... | 36 |
| 2.4.6. Métodos iterativos para resolución de sistemas de ecuaciones.....            | 37 |
| 3. Condiciones de viento en Chile .....                                             | 39 |
| 3.1. Parque Eólico Taltal .....                                                     | 39 |
| 3.2. Parque Eólico Talinay II .....                                                 | 40 |
| 4. Parámetros computacionales .....                                                 | 43 |
| 4.1. Geometría y Mallado .....                                                      | 45 |

|                                                                                    |     |
|------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.1.1. Dominio computacional .....                                                 | 45  |
| 4.1.2. Malla computacional .....                                                   | 49  |
| 4.2. Esquemas de discretización .....                                              | 51  |
| 4.3. Condiciones de borde.....                                                     | 54  |
| 4.4. Condiciones iniciales .....                                                   | 57  |
| 4.5. Selección de algoritmos, métodos numéricos y parámetros de convergencia<br>58 |     |
| 5. Verificación y validación del modelo CFD .....                                  | 59  |
| 5.1. Estudio de independencia de malla.....                                        | 59  |
| 5.2. Estudio de independencia de refinamiento .....                                | 61  |
| 5.3. Influencia de tiempo de simulación .....                                      | 63  |
| 5.4. Resultados de validación .....                                                | 65  |
| 5.4.1. Validación para $Re = 2 \cdot 10^6$ .....                                   | 66  |
| 5.4.2. Validación para $Re = 5 \cdot 10^5$ .....                                   | 70  |
| 6. Resultados.....                                                                 | 74  |
| 7.2. Condiciones de viento del Parque Eólico Taltal.....                           | 74  |
| 7.2. Condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II .....                      | 86  |
| 7. Conclusiones y trabajos futuros.....                                            | 97  |
| 7.1. Trabajos futuro.....                                                          | 99  |
| 8. Referencias .....                                                               | 100 |
| A. Anexos sección 7.1: Condiciones de viento del Parque Eólico Taltal .....        | 104 |

|                                                                                                                        |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| A.1. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil FFA-W-211.....            | 104 |
| A.2. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil DU 93-W-210 .....         | 105 |
| A.3. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil NREL S809.....            | 106 |
| A.4. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil NACA0012 Optimizado ..... | 107 |
| B.    Anexos sección 7.2: Condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II.....                                      | 108 |
| B.1. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil FFA-W-211.....            | 108 |
| B.2. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil DU 93-W-210 .....         | 109 |
| B.3. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil NREL S809.....            | 110 |
| B.4. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$<br>del Perfil NACA0012 Optimizado ..... | 111 |

---

# Índice de figuras

|                                                                                                                               |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1-1: Potencia instalada mediante tecnología eólica en el año 2019 sobre a) Suelo, b) mar [3].                          | 2  |
| Figura 1-2: Comportamiento histórico y proyección hasta el año 2030 de la generación mediante energía eólica sobre suelo [4]. | 2  |
| Figura 1-3: Capacidad instalada por tipo de tecnología en el año 2019 SEN en % [5].                                           | 3  |
| Figura 1-4: Evolución capacidad instalada en Chile [6].                                                                       | 4  |
| Figura 2-1: Capa límite sobre placa plana [3].                                                                                | 21 |
| Figura 2-2: Separación de capa límite [20].                                                                                   | 22 |
| Figura 2-3: Esquema de capa límite turbulenta [19].                                                                           | 22 |
| Figura 2-4: Aerogenerador de eje horizontal (HAWK) [22].                                                                      | 25 |
| Figura 2-5: Alabe tipo para un HAWT con distintos perfiles aerodinámicos, giros y aumento de tamaño de cuerda [23].           | 25 |
| Figura 2-6: Tres regiones del alabe [23].                                                                                     | 26 |
| Figura 2-7: Definición de un perfil aerodinámico [22].                                                                        | 27 |
| Figura 2-8: Terminología de un perfil alar [25].                                                                              | 28 |
| Figura 2-9: Efecto de presión sobre un perfil alar inmerso en un flujo [21].                                                  | 29 |
| Figura 2-10: Fuerzas generadas sobre un perfil alar [21].                                                                     | 30 |
| Figura 2-11: Separación de capa límite sobre perfil alar [2].                                                                 | 31 |
| Figura 2-12: Discretización para una malla bidimensional [18].                                                                | 33 |

|                                                                                                                                                                                                         |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 3-1: Histograma en horas de la velocidad del viento en 33 años en el Parque Eólico Taltal .....                                                                                                  | 40 |
| Figura 3-2: Histograma en horas de la velocidad del viento en 37 años para Parque eólico Talinay II.....                                                                                                | 41 |
| Figura 4-1: Estructura General de OpenFOAM 7[28].....                                                                                                                                                   | 43 |
| Figura 4-2: Estructura de directorios y archivos [28].....                                                                                                                                              | 44 |
| Figura 4-3: Dominio computacional para cualquier perfil alar de cuerda $c$ .....                                                                                                                        | 45 |
| Figura 4-4: Perfiles NACA 0012 optimizados para las 2 coordenadas geográficas utilizadas.....                                                                                                           | 48 |
| Figura 4-5: Superposición de perfiles aerodinámicos a utilizar. ....                                                                                                                                    | 49 |
| Figura 4-6: Ejemplificación de mallado para $c = 1[m]$ y $Fa = 15$ . ....                                                                                                                               | 50 |
| Figura 4-7: Malla sobre un perfil NREL S809 con una cuerda de $1[m]$ .....                                                                                                                              | 51 |
| Figura 5-1: Mallas computacionales sobrepuestas. ....                                                                                                                                                   | 60 |
| Figura 5-2: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para $Re = 2 \cdot 10^6$ .....                                                                                    | 67 |
| Figura 5-3: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para $Re = 2 \cdot 10^6$ .....                                                                                        | 67 |
| Figura 5-4: Contornos de velocidad promedio al tiempo $t=2[s]$ de un perfil NREL S809 con $\alpha = 9,22^\circ$ y $Re = 2 \cdot 10^6$ mediante modelo a) Spalart – Allmaras, b) $k - \omega SST$ . .... | 68 |
| Figura 5-5: Contornos de velocidad promedio al tiempo $t=2[s]$ de un perfil NREL S809 con $\alpha = 9,22^\circ$ y $Re = 2 \cdot 10^6$ modelo a) Spalart – Allmaras, b) $k - \omega SST$ . ....          | 69 |

|                                                                                                                                                                                                                           |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 5-6: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para $Re = 5 \cdot 10^5$ .....                                                                                                      | 70 |
| Figura 5-7: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para $Re = 5 \cdot 10^5$ .....                                                                                                          | 71 |
| Figura 5-8: Contornos de velocidad promedio al tiempo $t=2[s]$ de un perfil NREL S809 con $\alpha = 8,95^\circ$ y $Re = 5 \cdot 10^5$ modelo a) Spalart – Allmaras, b) $k - \omega SST$ .....                             | 71 |
| Figura 5-9: Contornos de velocidad promedio al tiempo $t=2[s]$ de un perfil NREL S809 con $\alpha = 12,90^\circ$ y $Re = 5 \cdot 10^5$ modelo a) Spalart – Allmaras, b) $k - \omega SST$ .....                            | 72 |
| Figura 6-1: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal.....                                                                            | 75 |
| Figura 6-2: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal.....                                                                                | 75 |
| Figura 6-3: Contornos de presión estática promedio con $\alpha = 5,5^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. ....  | 77 |
| Figura 6-4: Contornos de presión estática promedio con $\alpha = 9,0^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. ....  | 78 |
| Figura 6-5: Contornos de presión estática promedio con $\alpha = 12,5^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. .... | 79 |
| Figura 6-6: Contornos de velocidad promedio con $\alpha = 9,0^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.....          | 80 |

|                                                                                                                                                                                                                               |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 6-7: Líneas de corriente para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ . .....                                                 | 81 |
| Figura 6-8: Contornos de velocidad promedio con $\alpha = 12,5^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NACA0012 Optimizado. ....                          | 82 |
| Figura 6-9: Líneas de corriente para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 9,0^\circ$ , b) $\alpha = 12,5^\circ$ . ....                                                | 83 |
| Figura 6-10: Líneas de corriente para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 9,0^\circ$ , b) $\alpha = 12,5^\circ$ . ....                                              | 83 |
| Figura 6-11: Líneas de corriente para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 9,0^\circ$ , b) $\alpha = 12,5^\circ$ . ....                                      | 83 |
| Figura 6-12: Variación del ratio $C_l/C_d$ en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal. ....                                                                                          | 85 |
| Figura 6-13: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II. ....                                                                          | 86 |
| Figura 6-14: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II. ....                                                                              | 87 |
| Figura 6-15: Contornos de presión estática promedio con $\alpha = 5,5^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. .... | 88 |
| Figura 6-16: Contornos de presión estática promedio con $\alpha = 9,0^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. .... | 89 |

|                                                                                                                                                                                                                                                   |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 6-17: Contornos de presión estática promedio con $\alpha = 12,5^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. ....                    | 90  |
| Figura 6-18: Contornos de velocidad promedio con $\alpha = 9,0^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. ....                            | 91  |
| Figura 6-19: Contornos de velocidad promedio con $\alpha = 12,5^\circ$ para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado. ....                           | 92  |
| Figura 6-20: Líneas de corriente para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 9,0^\circ$ , b) $\alpha = 12,5^\circ$ .....                                                                | 93  |
| Figura 6-21: Líneas de corriente para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 9,0^\circ$ , b) $\alpha = 12,5^\circ$ .....                                                               | 93  |
| Figura 6-22: Líneas de corriente para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 9,0^\circ$ , b) $\alpha = 12,5^\circ$ .....                                                                 | 94  |
| Figura 6-23: Líneas de corriente para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 9,0^\circ$ , b) $\alpha = 12,5^\circ$ . ....                                                      | 94  |
| Figura 6-24: Variación del ratio $C_l/C_d$ en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II. ....                                                                                                          | 95  |
| Figura A-1: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ . .... | 104 |

|                                                                                                                                                                                                                                                               |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura A-2: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ .....             | 105 |
| Figura A-3: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ .....               | 106 |
| Figura A-4: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ .....     | 107 |
| Figura B-1: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ .....          | 108 |
| Figura B-2: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ .....         | 109 |
| Figura B-3: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ .....           | 110 |
| Figura B-4: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a) $\alpha = 5,5^\circ$ , b) $\alpha = 9,0^\circ$ , c) $\alpha = 12,5^\circ$ ..... | 111 |

---

# Índice de Tablas

|                                                                                                                                                           |    |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Tabla 3-1: Condiciones de flujo libre .....                                                                                                               | 42 |
| Tabla 4-1: Datos para optimización de perfil NACA 012.....                                                                                                | 47 |
| Tabla 4-2: Esquemas numéricos utilizados para modelo Spalart – Allmaras .....                                                                             | 52 |
| Tabla 4-3: Esquemas numéricos utilizados para el modelok – $\omega$ SST .....                                                                             | 53 |
| Tabla 4-4: Condiciones de borde para modelo Spalart - Allmaras.....                                                                                       | 55 |
| Tabla 4-5: Condiciones de borde para modelo K-W SST .....                                                                                                 | 56 |
| Tabla 4-6: Condiciones iniciales específicas a utilizar en coordenada geográfica.....                                                                     | 57 |
| Tabla 5-1: Dominios computacionales de las 4 mallas a estudiar.....                                                                                       | 60 |
| Tabla 5-2: Estudio de independencia de malla computacional. ....                                                                                          | 61 |
| Tabla 5-3: Mallas computacionales con distintos refinamientos. ....                                                                                       | 62 |
| Tabla 5-4: Estudio de independencia de refinamiento. ....                                                                                                 | 62 |
| Tabla 5-5: Promedios de ensamble en función de tiempo para distintos intervalos para un ángulo de ataque de $15,250^\circ$ y un $Re = 2 \cdot 10^6$ ..... | 64 |
| Tabla 5-6: Promedios de ensamble en función de tiempo para distintos intervalos para un ángulo de ataque de $17,00^\circ$ y un $Re = 5 \cdot 10^5$ .....  | 64 |

---

# 1. Introducción

Con el pasar de los años el interés sobre la energía renovable cada vez ha ido en un notorio aumento. Las principales razones de este aumento son debido a que corresponden a un recurso limpio e inagotable que proporciona la naturaleza y poseen un sinnúmero de ventajas entre las que resalta el poder reducir el efecto invernadero. Este tipo de energía ha recibido un importante impulso y respaldo durante la última época en todo el mundo debido al acuerdo de París del 2015, cuyo objetivo principal consiste en que todos los países participantes reduzcan las emisiones contaminantes con el fin de disminuir los efectos del cambio climático [1].

La energía eólica es una energía renovable no convencional (ERNC) y corresponde a la energía que se obtiene del viento, es decir, al aprovechamiento de la energía cinética de las masas de aire que puede convertirse en energía mecánica y a partir de ella en electricidad u otras formas útiles de energía.[2]. La industria de la energía eólica está presente en más de 90 países de los cuales al menos 30 poseen una potencia instalada de más de 1.000[MW] y en 9 países con una potencia instalada más de 10.000[MW], en específico hasta el año 2019 existía una potencia instalada solo de este tipo de energía de 665,2[GW] de los cuales 621[GW] corresponden a instalaciones en tierra y 54,2[GW] corresponden a instalaciones en mar [3] distribuidas entre los distintos países como se muestra en la figura 1-1.

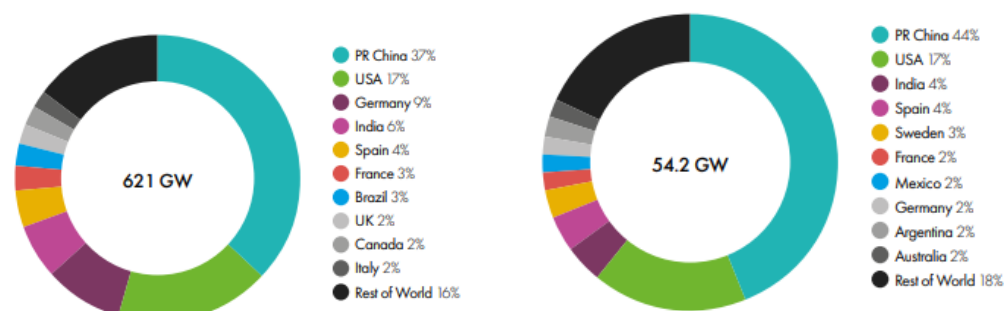


Figura 1-1: Potencia instalada mediante tecnología eólica en el año 2019 sobre a) Suelo, b) mar [3].

En este mismo año la generación de electricidad mediante el uso de tecnología eólica instalada sobre suelo aumento aproximadamente en un 12%, mientras que la capacidad instalada aumento un 22% [4]. De esta manera las proyecciones de la generación mediante esta tecnología hasta el año 2030 se pueden apreciar en la figura 4-3 en donde la tendencia exponencial del crecimiento de esta tecnología se puede apreciar para los futuros años.

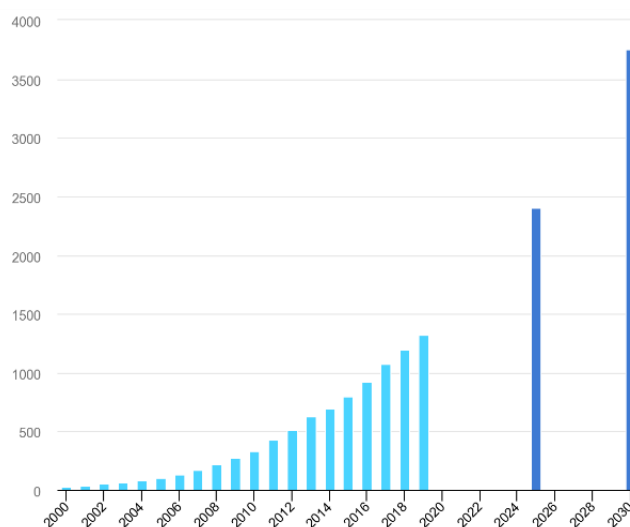


Figura 1-2: Comportamiento histórico y proyección hasta el año 2030 de la generación mediante energía eólica sobre suelo [4].

En Chile al año 2019 la potencia instalada en el Sistema Eléctrico Nacional (SEN) equivalente al 99,3% de la capacidad total instalada, correspondiente a 25.206[MW]. El 48,7% de la potencia instalada en el SEN corresponde a centrales de energía renovable y

particularmente el 8,6% son generados solamente por energía eólica [5] como se puede apreciar en la figura 1-3.

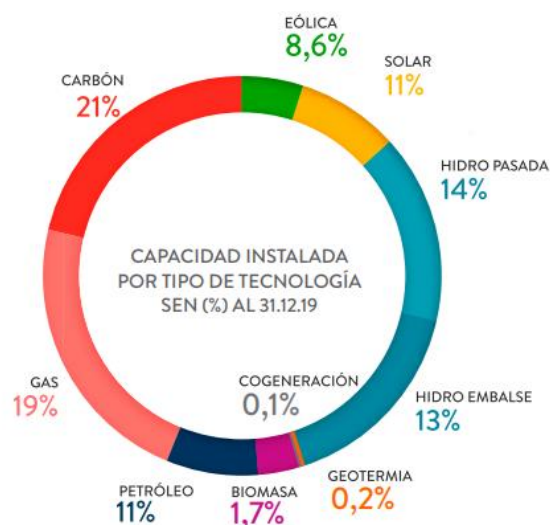


Figura 1-3: Capacidad instalada por tipo de tecnología en el año 2019 SEN en % [5].

Así al año 2019 la potencia instalada supero el umbral de 2.000[MW] de capacidad instalada con la cual se produjo un aumento de generación de energía del 22% respecto al año 2018 con el uso de esta tecnología, por otra parte, se espera que para el año 2021 la potencia instalada de tecnología eólica sobrepase los 3.000[MW] según los proyectos que se podrán en operación hasta ese año [6].

La proyección de las distintas tecnologías según las estimaciones del Ministerio de Energía de Chile se presenta en la figura 1-4.

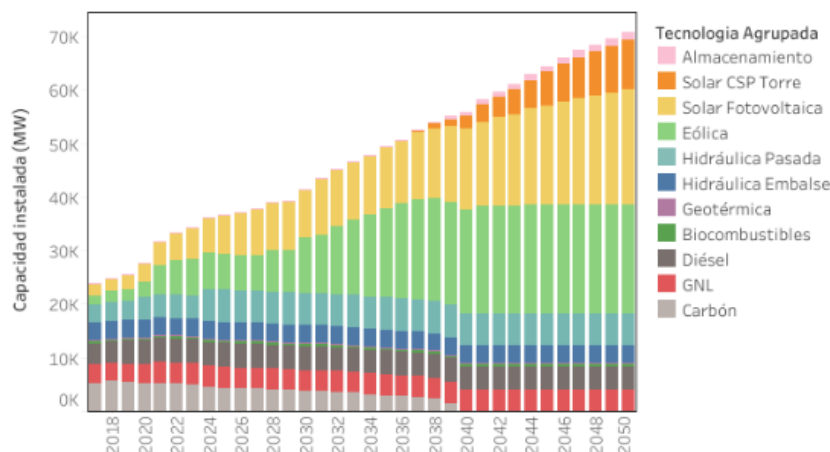


Figura 1-4: Evolución capacidad instalada en Chile [6].

Mediante la figura 1-4 se puede apreciar como en Chile la generación mediante tecnología eólica posee un crecimiento exponencial semejante al crecimiento mundial para los siguientes años. Es entonces bajo este escenario energético la clara importancia de encontrar maneras de mejorar los procesos de extracción de este tipo de energía.

Las palas de los aerogeneradores de eje horizontal son diseñadas aerodinámicamente para extraer la máxima cantidad de energía del viento, entonces la selección de los perfiles alares con los que se diseñan las palas aerodinámicas tendrá una gran influencia en la eficiencia de los aerogeneradores. El rendimiento de los perfiles alares se puede obtener experimentalmente con ayuda de túneles de viento, sin embargo, estos experimentos son costosos, toman mucho tiempo y son dependientes del modelo experimental desarrollado. Por otro lado, con el avance de los métodos y recursos computacionales, el comportamiento de un flujo de fluido alrededor de un perfil alar puede ser obtenido mediante estos métodos, obteniendo de esta manera resultados en menores tiempos, menos costosos y dando la posibilidad de poder realizar comparaciones entre distintos resultados sin mayores inversiones.

En 1997, Walter P. Wolfe y Stuart S. Ochs [7] estudiaron la capacidad y exactitud de las simulaciones CFD mediante el software CFD-ACE para predecir el comportamiento del flujo y las características aerodinámicas de perfiles alares típicos en aerogeneradores. Para esto simulaban los perfiles NACA0021 y NREL S809 en regímenes de transición y

completamente turbulentos. Los resultados obtenidos correspondieron a comportamientos semejantes a los datos experimentales antes que se presente el efecto stall, sin embargo, notaron que mediante el modelo de turbulencia  $k - \varepsilon$  no se obtuvieron predicciones aerodinámicas suficientemente exactas para ángulos mayores una vez ocurrido el efecto stall.

En 2008, Badran O., Regis Quadros y Fettah Aldudak [8], utilizaron tres modelos de turbulencia de dos ecuaciones con el fin de predecir la separación de la capa límite en un perfil NACA4412 para un ángulo de ataque de  $15^\circ$ . Para esto realizaron simulaciones del perfil NACA4412 mediante los modelos de turbulencia  $RNG k - \varepsilon$ ,  $k - \varepsilon$  Realizable y Reynolds Stress Model (RSM) en el software FLUENT 5. A partir de este estudio, obtuvieron que los modelos de turbulencia captaron los efectos de la separación de la capa límite en estado transitorio y donde mediante el modelo RSM se tuvieron mayores semejanzas con los datos experimentales en el campo de velocidad que los otros modelos de turbulencia.

En 2012, Douvi C. Eleni, Tsavalos I. y Margaris P. Dionissios [9], predijeron el comportamiento de un flujo subsónico alrededor de un perfil NACA0012 para varios ángulos de ataque y un número de Reynolds de 3.000.000 mediante los modelos de turbulencia Spalart-Allmaras,  $RNG k - \varepsilon$  y  $k - \omega SST$ . Estas predicciones fueron comparadas con resultados experimentales, notando que las predicciones del coeficiente de arrastre fueron mayores a las presentes en los datos experimentales. Esta diferencia en los coeficientes de arrastre fue argumentada debido a que los modelos computacionales asumen una capa límite totalmente turbulenta alrededor del perfil, ya que, los modelos de turbulencia no consideran el punto de transición entre régimen laminar y turbulento dentro de la capa límite.

En 2014, Gasser E. Hassan, Amany Hassan y M.Elsayed Youssef [10], investigaron la exactitud de diferentes modelos de turbulencia de dos ecuaciones que se utilizan para simular las características aerodinámicas de aerogeneradores de eje vertical. Para esto simulaban un perfil NACA0018 en el software FLUENT 6.3 para ángulos de ataque entre  $0^\circ$  y  $25^\circ$ , números de Reynolds entre 300.000 y 1.000.000, mediante los modelos de

turbulencia  $RNG k - \varepsilon$ ,  $k - \varepsilon Realizable$ ,  $k - \omega$  y  $k - \omega SST$ . Estos resultados fueron comparados con datos experimentales, obteniendo que con el modelo  $k - \omega SST$  poseyó las predicciones para las características aerodinámicas más exactas en comparación a los resultados experimentales para este rango de numero de Reynolds.

En 2016, Bnavin kumar, K.M. Paramasivam, M. Prasanna y A.Z.g Mohament Karis [11], realizaron un análisis y comparación de las características aerodinámicas de los perfiles NACA4412 y NREL S809 para HAWT. Este análisis y comparación lo hicieron mediante simulaciones computacionales para distintos ángulos de ataque y un numero de Reynolds de 1.000.000 mediante los modelos de turbulencia  $k - \varepsilon Realizable$ ,  $Spalart - Allmaras$  y  $k - \omega SST$  con el uso del software FLUENT 15. Los resultados obtenidos fueron comparados con datos experimentales notando que todos los modelos de turbulencia tuvieron resultados cercanos a los experimentales antes del ángulo crítico, mientras que una vez superado este ángulo los resultados numéricos poseyeron discrepancias con los datos experimentales, además, concluyeron que el modelo  $k - \omega SST$  es el que tuvo resultados más similares a los experimentales.

A partir de las distintas investigaciones mencionadas sobre aplicaciones de CFD para estudios aerodinámicos de perfiles alares de aerogeneradores, y considerando el escenario energético nacional actual, se identifica la oportunidad de poder utilizar esta técnica computacional para poder predecir el comportamiento de perfiles alares utilizados en aerogeneradores de eje horizontal bajo las condiciones de viento presentes en Chile. Para esto, se utilizará el método numérico de volúmenes finitos mediante el software de código abierto OpenFOAM-7 para resolver las ecuaciones promedio de Navier -Stokes acopladas a un modelo de turbulencia, esto con la finalidad de poder identificar los perfiles que podrían mejorar el rendimiento de aerogeneradores de eje horizontal instalados en el territorio nacional.

A partir de la oportunidad identificada se definen los siguientes objetivos de esta investigación:

## **1.1. Objetivos Generales**

El objetivo general del presente trabajo de título es realizar un análisis comparativo de distintos perfiles alares propuestos para diseños de aerogeneradores de eje horizontal mediante la realización de simulaciones computacionales con la utilización del software OpenFOAM 7.

## **1.2. Objetivos Específicos**

- ✓ Estudiar y comprender en profundidad la dinámica de fluidos y fenómenos físicos involucrados en la aerodinámica de perfiles alares.
- ✓ Realizar simulaciones computacionales en dos dimensiones de distintos perfiles alares sometidos a condiciones de viento similares a las presentes en distintas regiones de Chile.
- ✓ Proponer los perfiles alares que podrían maximizar el rendimiento para un aerogenerador de eje horizontal sometido a las condiciones de viento estimadas para las regiones de estudio.
- ✓ Proponer conclusiones y trabajos a futuro de la investigación del mejoramiento de rendimiento en aerogeneradores de eje horizontal en las zonas de estudio.

---

## 2. Marco Teórico

### 2.1. Fundamentos elementales de la mecánica de fluidos

La mecánica de fluidos es la rama de la mecánica de medios continuos que hace uso de las leyes básicas de la mecánica y termodinámica para describir el movimiento de fluidos. Un fluido se define como una sustancia que cambia continuamente siempre que esté sometida a un esfuerzo cortante, sin importar que tan pequeño sea este [12].

#### 2.1.1. Numero de Mach

Es un numero adimensional correspondiente al ratio entre la velocidad del flujo y la velocidad del sonido en ese medio [13].

$$Ma = \frac{V}{V_{sonido}} \quad (2.1)$$

Mediante este número adimensional los flujos pueden ser clasificados de la siguiente manera [2]:

- Flujo Subsónico: Flujos con números de Mach menores a 1.
- Flujo Transónico: Flujos con números de Mach cercanos a 1.
- Flujo Supersónico: Flujos con números de Mach mayores que 1 y menores que 3.
- Flujo Hipersónico: Flujos con números de Mach superiores a 3.

#### 2.1.2. Viscosidad

La viscosidad es la propiedad de un flujo que describe la oposición de este a sufrir deformaciones y es determinada por el nivel de cohesión de las moléculas.

### 2.1.2.1. Viscosidad dinámica o absoluta

Se define como el coeficiente que relaciona el esfuerzo cortante con el gradiente de velocidad en la dirección normal al movimiento del flujo, se identifica con la letra griega  $\mu$ [14].

$$\tau = \mu \frac{\partial V}{\partial y} \quad (2.2)$$

Donde  $\frac{\partial V}{\partial y}$  es la tasa de cambio de la velocidad respecto a la coordenada normal al movimiento

### 2.1.2.2. Viscosidad cinemática

Corresponde al cociente entre la viscosidad dinámica y la densidad del fluido

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.3)$$

Mediante esta propiedad los fluidos se pueden clasificar como [14]:

- Fluidos ideales: Flujos cuya viscosidad es nula  $\mu = 0$ .
- Fluidos Newtonianos: Flujos cuya viscosidad depende solamente de la temperatura.
- Fluidos no Newtonianos: Flujos cuya viscosidad varía según la temperatura y la tensión de corte que a la que se someta.

Particularmente para un fluido newtoniano en estado gaseoso la viscosidad dinámica se puede determinar mediante la correlación de Sutherland la cual está basada en el potencial de fuerzas intramoleculares, específicamente para el aire puede ser calculada como [12][13]:

$$\mu = 1,827 \left( \frac{411,15}{T + 120} \right) \left( \frac{T}{291,15} \right)^{1,5} \quad (2.4)$$

Donde  $\mu$  esta en  $[Pa \cdot s]$  y  $T$  en  $[K]$ .

### 2.1.3. Comportamiento temporal de los flujos

Cuando un fluido en movimiento no posee cambio en de su velocidad en transcurso del tiempo se dice que el flujo es permanente o estacionario, dicho de otra manera, la variación de la velocidad en el tiempo es nula [13].

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} = 0 \quad (2.5)$$

Por el contrario, cuando la velocidad del flujo no es constante en el tiempo y varía con el transcurso de este se dice que el flujo es no estacionario o transitorio.

### 2.1.4. Comportamiento de la densidad en los fluidos

Cuando el volumen de cada porción de fluido permanece prácticamente sin cambios en el curso de su movimiento, es decir, la densidad del fluido permanece casi constante (variaciones menores al 5%) se dice que el flujo es incompresible. En especial, para flujos de gases donde no existe transferencia de calor este se considera incompresible para bajas velocidades, números de Mach menores a 0,3 [13].

Caso contrario donde los efectos de cambio de densidad no se pueden despreciar y por ende esta cambia por temperatura o presión se dice entonces que el flujo corresponde a un flujo compresible.

### 2.1.5. Número de Reynolds

Corresponde a un número adimensional el cual relaciona las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas presentes en el flujo [16].

$$Re = \frac{VL_c}{\nu} \quad (2.6)$$

Mediante este número es posible caracterizar la naturaleza de los flujos y clasificarlos como:

- **Flujo Laminar:** Flujos con número de Reynolds bajos, del orden hasta  $10^4$  para flujos libres y  $2 \cdot 10^3$  para flujos internos. Caracterizados por ser flujos ordenados, estratificados y suaves. Generalmente estos tipos de flujos se ven aplicados en hemodinámica, nano fluidos, vuelo de insectos, entre otros.
- **Flujos en transición:** Flujos con número de Reynolds del orden entre  $10^4 - 5 \cdot 10^4$  para flujos externos y entre  $2 \cdot 10^3 - 4 \cdot 10^3$  para flujos internos. Este es el estado en el cual el flujo laminar pasa a flujo turbulento.
- **Flujos turbulentos:** Flujos con números de Reynolds altos lo que indica que las fuerzas viscosas son débiles comparadas con las fuerzas de inercia, mayores a  $5 \cdot 10^4$  para flujos libres y mayores a  $4 \cdot 10^3$  para flujos internos. Caracterizados por ser caóticos, en promedio difusivos y ser fuertemente rotacionales. Se pueden encontrar presentes en cámaras de combustión, turbomáquinas, ventiladores, vuelo de aviones, etc.

## 2.1.6. Ecuaciones de Navier - Stokes

Se puede determinar totalmente el movimiento de un fluido si se conoce en un instante  $t$  las componentes del campo de velocidades, la presión, la masa específica del fluido y las condiciones de frontera exactas de este para el dominio de estudio.

### 2.1.6.1. Conservación de masa - Ecuación de continuidad

Realizando un balance de masa sobre un volumen de fluido fijo, la variación en un tiempo determinado esta dado por [13]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\mathcal{V}} \rho \partial \mathcal{V} = - \iint_S \rho \vec{V} \cdot \vec{n} \partial S \quad (2.7)$$

Donde  $\mathcal{V}$  es el volumen de control y  $S$  la superficie lo limita

Donde el término de la izquierda representa la variación de la masa dentro del volumen de control mientras que el término de la derecha representa el flujo de masa que sale de la superficie. De esta manera aplicando el teorema de la divergencia de Gauss y propiedades de la divergencia la ecuación de continuidad se escribe como [14][15]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.8)$$

En particular para un flujo incompresible la ecuación de continuidad quedara dependiendo solo de la divergencia de la velocidad, es decir:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.9)$$

### 2.1.6.2. Ecuación de cantidad de movimiento de un fluido viscoso

Considerando nuevamente un volumen de fluido y aplicando la relación entre la variación temporal de la cantidad de movimiento y el conjunto de las fuerzas que se aplica sobre el volumen de fluido mediante el teorema de transporte de Reynolds se puede representar la sumatoria de fuerzas como [12][17]:

$$\sum \vec{F} = \frac{D(m\vec{V})}{Dt} = \iiint_{\mathcal{V}} (\rho g) \partial \mathcal{V} + \iint_S \vec{\sigma} \partial S \quad (2.10)$$

Donde  $\iiint_{\mathcal{V}} (\rho g) \partial \mathcal{V}$  representa las fuerzas de volumen y  $\iint_S \vec{\sigma} \partial S$  representa las fuerzas de superficies de presión y de viscosidad que se ejercen sobre el elemento

Particularmente para un flujo incompresible, newtoniano y mediante el teorema de la divergencia y propiedades de esta la ecuación de cantidad de movimiento se puede escribir como:

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial(u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2} + f_i \quad (2.11)$$

Donde  $\frac{\partial u_i}{\partial t}$  representa la aceleración local,  $\frac{\partial(u_i u_j)}{\partial x_j}$  representa la aceleración convectiva,  $\frac{\partial P}{\partial x_i}$  corresponde al gradiente de presión,  $\nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2}$  corresponde a los efectos viscosos y  $f_i$  corresponde a las fuerzas externas.

### 2.1.7. Flujos turbulentos

Como se mencionó anteriormente un flujo se considera turbulento cuando el número de Reynolds de este es alto, estos flujos se caracterizan por ser irregulares, es decir, la velocidad, presión, temperatura y masa específica poseen un comportamiento caótico. Además, son en promedio altamente difusivos y rotacionales lo que se ve reflejado en la alta transferencia de masa-energía que poseen.

#### 2.1.7.1. Descomposición de Reynolds

La descomposición de Reynolds plantea que la propiedad de un flujo " $\phi(t)$ " en un punto es la suma del promedio en el tiempo de esta propiedad más la componente de la fluctuación variante en el tiempo con promedio 0 [18].

$$\phi(t) = \bar{\phi} + \phi'(t) \quad (2.12)$$

#### 2.1.7.2. Energía cinética turbulenta

Uno de los estadísticos utilizados para describir la propagación de las fluctuaciones sobre el valor promedio de la propiedad es la varianza, definida como:

$$\overline{(\phi')^2} = \frac{1}{T} \int_0^T (\phi')^2 dt \quad (2.13)$$

En particular cuando la propiedad a analizar es la velocidad y se considera el promedio en el tiempo de las ecuaciones de Navier-Stokes se encuentra que las varianzas de las fluctuaciones de las velocidades son proporcionales a los flujos de momento inducidos por los vórtices de la turbulencia, lo que causa que los elementos del fluido estén sometidos a esfuerzos normales adicionales [18]. La mitad de estas varianzas se definen como la energía cinética turbulenta por unidad de masa contenida en las fluctuaciones del campo de velocidades.

$$k = \frac{1}{2} \overline{(u'_i u'_i)} \quad (2.14)$$

### 2.1.7.3. Intensidad de turbulencia

La Intensidad de turbulencia corresponde al valor cuadrático medio o promedio r.m.s. de la velocidad dividido por la velocidad promedio del flujo [18], es decir, corresponde a la desviación estándar normalizada del campo de velocidad. Es utilizado para poder definir los campos turbulentos débiles, promedios o fuertes.

$$I = \frac{\sqrt{\overline{(u'_i u'_i)}}}{\bar{V}} \quad (2.15)$$

### 2.1.7.4. Modelo de cascada de energía y tasa de disipación de energía

Este modelo plantea que la energía cinética turbulenta del flujo promedio es trasferida a los vórtices de más gran tamaño y estos a su vez lo transfieren vórtices más pequeños donde los esfuerzos viscosos actúan y la energía se disipa en forma de calor. La tasa de disipación con la que la energía cinética turbulenta es disipada por los efectos viscosos es:

$$\varepsilon = \nu \left( \frac{\partial u'_i \partial u'_i}{\partial x_j \partial x_j} \right) \quad (2.16)$$

Donde  $\left( \frac{\partial u'_i \partial u'_i}{\partial x_j \partial x_j} \right)$  corresponde a la covarianza de los gradientes de las fluctuaciones.

#### 2.1.7.5. Ecuaciones promedio de Navier – Stokes

Mediante la descomposición de Reynolds mostrada en la sección 2.1.7.1. se pueden reescribir las ecuaciones de Navier-Stokes para el campo promedio de velocidad de un flujo incompresible y newtoniano de la siguiente manera:

- Ecuación de continuidad

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.17)$$

- Ecuación de cantidad de movimiento

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + f_i + \nu \left( \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} \right) - \frac{\partial (\overline{u'_i u'_j})}{\partial x_j} \quad (2.18)$$

Donde  $\overline{u'_i u'_j}$  corresponde a la covarianza de las fluctuaciones del campo de velocidad, termino denominado como tensor de esfuerzos de Reynolds.

#### 2.1.7.6. Tensor de Reynolds y viscosidad turbulenta

El tensor de Reynolds representa el flujo convectivo de cantidad de movimiento asociado al campo fluctuante producto del mismo campo de velocidad fluctuante, el cual puede ser interpretado como una fuerza resultante de la turbulencia del flujo con el fin de poder simplificar las ecuaciones y fenómenos turbulentos [19].

En promedio el flujo turbulento tiende a comportarse como un flujo altamente difusivo, entonces es posible modelar este tensor como un esfuerzo viscoso adicional como lo

plantea Boussinesq, donde mediante la introducción del concepto de viscosidad turbulenta el tensor de esfuerzo de Reynolds se puede escribir como:

$$-(\overline{u'_i u'_j}) = \nu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (2.19)$$

Mediante esta definición se puede reescribir la ecuación de cantidad de movimiento para el campo promedio de velocidades como:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{u}_j \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P^*}{\partial x_i} + f_i + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\nu + \nu_t) \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) \quad (2.20)$$

Siendo  $P^*$  la presión modificada:

$$P^* = \bar{P} + \frac{1}{3} \rho k$$

## 2.1.8. Modelos de turbulencia

Con el fin de poder calcular las distintas propiedades de un flujo turbulento mediante las ecuaciones RANS es necesario cerrar el sistema encontrando una relación para la viscosidad turbulenta la cual se puede realizar de diversas maneras, donde las más comunes son incorporando 0, 1 o 2 ecuaciones extras de transporte.

### 2.1.8.1. Modelo Spalart-Allmaras

Este es un modelo de turbulencia que incorpora una ecuación de transporte extra para la resolución de las ecuaciones RANS. Específicamente incorpora una variable nueva denominada parámetro de viscosidad turbulenta  $\tilde{\nu}$  y una ecuación de transporte para esta. El parámetro de viscosidad turbulenta se relaciona con la viscosidad turbulenta como:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1} \quad (2.21)$$

Donde  $f_{v1}$  es la función de amortiguación de pared, la cual se define como:

$$f_{v1} = \frac{\mathcal{X}^3}{\mathcal{X}^3 + 7.1^3}, \text{ con } \mathcal{X} = \frac{\tilde{v}}{\nu}$$

La ecuación de transporte para  $\tilde{v}$  corresponde a:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} = \frac{1}{\sigma_v} \left[ \nabla \cdot [((\nu + \tilde{v}) \nabla \tilde{v}) + C_{b2} |\nabla \tilde{v}|^2] \right] + C_{b1} \tilde{v} \tilde{\Omega} - \left( C_{b1} + k^2 \frac{1 - C_{b2}}{\sigma_v} \right) \left( \frac{\tilde{v}}{ky} \right)^2 f_w \quad (2.22)$$

Donde:

- $\sigma_v$ : Constante de valor 2/3
- $C_{b2}$ : Constante de valor 0,622
- $C_{b1}$ : Constante de valor 0,1355
- $k$  : Constante de valor 0,4187
- $\tilde{\Omega}$ : Vorticidad local promedio:

$$\tilde{\Omega} = \Omega + \frac{\tilde{v}}{(ky)^2} f_{v2}$$

- $\Omega$ : Vorticidad promedio y es función del tensor de vorticidad
- $f_w, f_{v2}$  : Funciones de amortiguaciones de pared.

Este modelo ha sido ajustado para flujos aerodinámicos externos y se ha demostrado que proporciona buen rendimiento en capas límites con gradientes de presión adversos, que son importantes para predecir flujos que sufran de efecto “stall”, además es utilizado en gran manera en modelos aeroespaciales y turbomáquinas. [18]

### 3.4.3.2 Modelo $k - \varepsilon$ estándar

Este es un modelo de turbulencia que incorpora dos ecuaciones de transporte extra para la resolución de las ecuaciones RANS, se focaliza en los mecanismos que afectan a la energía cinética turbulenta [18]. Relaciona la viscosidad turbulenta con la energía cinética turbulenta " $k$ " y la tasa de disipación de energía " $\varepsilon$ " de la siguiente manera:

$$\nu_\tau = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.23)$$

Y donde las ecuaciones de transporte para  $k$  y  $\varepsilon$  son:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \left[ \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{C_\mu k^2}{\sigma_k \varepsilon} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \varepsilon \quad (2.24)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\nu_\tau}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2.25)$$

Donde:

- $C_\mu$ : Constante de valor 0,09
- $C_{\varepsilon 1}$ : Constante de valor 1,44
- $C_{\varepsilon 2}$ : Constante de valor 1,92
- $\sigma_k$ : Constante de valor 1,0
- $\sigma_\varepsilon$ : Constante de valor 1,3

Cabe destacar que estas ecuaciones son válidas para regiones lejos de las superficies. Este modelo se caracteriza por ser estable y converger de fácil manera, pero posee malas predicciones para flujos rotatorios con fuerte separación, esto es debido a que sobredimensiona los esfuerzos de turbulencia, particularmente en presencia de gradientes de presión adversos [19].

### 3.4.3.3 Modelo $k - \omega$

Este es un modelo de turbulencia que incorpora dos ecuaciones de transporte extra para la resolución de las ecuaciones RANS, este modelo utiliza la energía cinemática turbulenta " $k$ " y la tasa de disipación específica de energía " $\omega$ " para poder determinar la viscosidad cinemática de turbulencia, relacionándolas de la siguiente manera:

$$\nu_\tau = \frac{k}{\omega} \quad (2.26)$$

Definiendo la como:

$$\omega = \frac{\varepsilon}{\beta^* \cdot k} \quad (2.27)$$

Y utilizando las siguientes ecuaciones de transporte para  $k$  y  $\omega$ :

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\sigma^* k}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2.28)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = -\alpha \frac{\omega}{k} \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \sigma v_\tau \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \beta \omega^2 \quad (2.29)$$

Donde:

- $\alpha$ : Constante de valor 5/9
- $\beta$ : Constante de valor 0,075
- $\beta^*$ : Constante de valor 0,09
- $\sigma$ : Constante de valor 0,5
- $\sigma^*$ : Constante de valor 0,5

Este modelo da mejores resultados en comparación al modelo  $k - \varepsilon$  en flujos alrededor de obstáculos complejos.

#### 3.4.3.4 Modelo $k - \omega$ SST “ $k - \omega$ Shear stress transport model”

Este es un modelo de turbulencia híbrido que incorpora dos ecuaciones extras de transporte extra para la resolución de las ecuaciones RANS. Este modelo utilizar el modelo  $k - \omega$  en la región cercana a la pared, principalmente para poder modelar y resolver las ecuaciones dentro la capa límite mientras que en la región lejana a la pared y donde la turbulencia ya este desarrollada se utiliza el modelo  $k - \varepsilon$  estándar. Las ecuaciones utilizadas para para el cálculo del esfuerzo de Reynolds y para la energía cinética turbulenta son las mismas que las mostradas para el modelo  $k - \omega$ , sin embargo, la ecuación para la tasa de disipación de energía  $\varepsilon$  es transformara a una ecuación en función de  $\omega$  usando la siguiente relación [11] [18].

$$\varepsilon = \beta^* \cdot k\omega \quad (2.30)$$

Obteniendo la siguiente ecuación de transporte:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = -\alpha \frac{\omega}{k} \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \sigma v_\tau \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \beta \omega^2 + 2 \frac{1}{\sigma_{w,2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \quad (2.31)$$

Donde se puede apreciar que a diferencia de la ecuación para la tasa de disipación especifica mostrada para el modelo  $k - \omega$  aparece un nuevo termino correspondiente al termino de difusión cruzada y donde las constantes tienen el valor de:

- $\alpha$ : Constante de valor 0,44
- $\beta$ : Constante de valor 0,083
- $\beta^*$ : Constante de valor 0,09
- $\sigma$ : Constante de valor 0,5
- $\sigma^*$ : Constante de valor 1
- $\sigma_{w,2}$ : constante de valor 1,17

Este modelo utiliza funciones de mezcla entre las distintas variables de las ecuaciones a resolver para poder realizar un cambio más suave en el cálculo de la viscosidad turbulenta debido a la inestabilidad numérica que se produce al cambiar del modelo de turbulencia a otro [18].

En general este modelo da mejores resultados para flujos con capas límites sin gradiente de presión o con gradiente de presión adverso.

### 2.1.9. Fundamentos de capa límite

La capa límite corresponde a la zona sobre una superficie no deslizante en contacto con un flujo donde existe un gradiente de velocidad alto y en consecuencia los efectos viscosos tienen presencia [12]. De manera cuantitativa se considera que el espesor la capa límite  $\delta$  se extiende desde la superficie del cuerpo hasta una distancia donde alcanza un 99% de la velocidad del flujo libre [2].

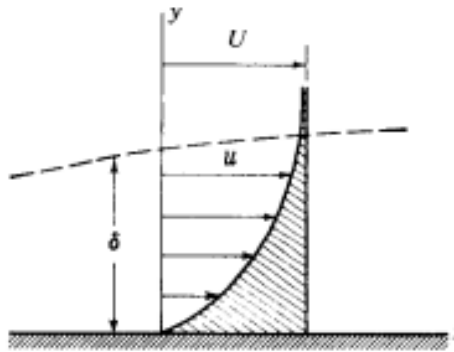


Figura 2-1: Capa límite sobre placa plana [3].

### 2.1.9.1. Separación de la capa límite

Dentro de la capa límite la presión en la dirección normal de la superficie es casi constante, por lo que se puede aproximar que sus variaciones respecto a esta coordenada son nulas, es decir,  $\frac{\partial P}{\partial y} = 0$ . Por otro lado a lo largo de la superficie la velocidad y el espesor de la capa límite dependen directamente del gradiente de presión en esa dirección  $\left(\frac{\partial P}{\partial x}\right)$ , de esta manera si la presión disminuye  $\left(\frac{\partial P}{\partial x} < 0\right)$  en el sentido de la dirección del flujo el gradiente de presión se dice que es favorable disminuyendo el espesor de la capa límite, mientras que si la presión aumenta  $\left(\frac{\partial P}{\partial x} > 0\right)$  en el sentido del flujo se dice que el gradiente de presión es desfavorable aumentando el espesor de capa límite teniendo como resultado que el flujo dentro de la capa límite se frene [12][22]. Si la intensidad del gradiente desfavorable de presión es lo suficientemente grande, se puede tener un contraflujo el cual nace cerca de la pared más allá del punto de separación donde la velocidad es 0.

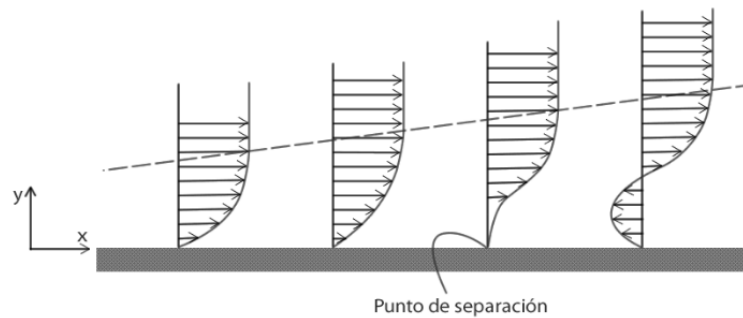


Figura 2-2: Separación de capa límite [20].

### 2.1.9.2. Capa límite turbulenta

La capa límite turbulenta se caracteriza, a diferencia de la capa límite laminar, por poseer una interfaz irregular y fluctuante en el tiempo que separa el perfil de velocidad dentro de la capa del flujo exterior. Además, el perfil de velocidad turbulento dentro de la capa genera mayor resistencia al avance debido a que al ser fluctuante, permite que las partículas de fluido con más cantidad de movimiento que generalmente no interactúan con la pared se logren acercar y transferir esta cantidad de movimiento debido a la viscosidad [19].

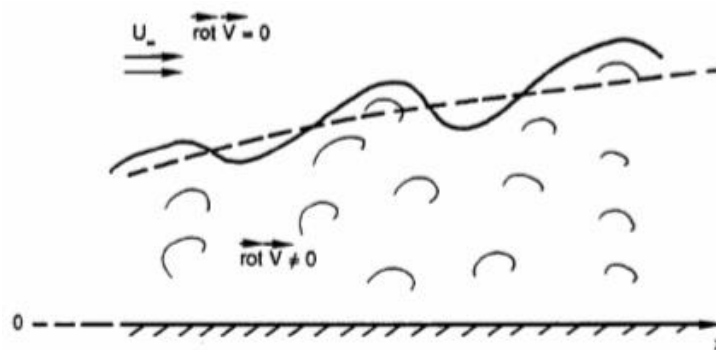


Figura 2-3: Esquema de capa límite turbulenta [19].

Dentro de esta capa se pueden distinguir 2 zonas según el comportamiento del perfil de velocidades, una capa externa (80% del espesor total  $\delta$ ) donde el gradiente de velocidad es respecto a la dirección normal a la superficie es pequeño y el perfil de velocidad es poco

influenciado por la pared y una capa interna que corresponde a una zona cerca de la pared (cerca del 20% del espesor total  $\delta$ ) donde el flujo es controlado por la rugosidad de la pared y la naturaleza del fluido [19].

Dentro de la capa interna el perfil de velocidad viene descrito por la ley de pared la cual se define a partir de una distancia y una velocidad adimensional en función de la velocidad promedio, la distancia normal a la pared, la viscosidad dinámica, la densidad y el esfuerzo parietal de la siguiente manera:

$$u^+ = \frac{\bar{V}}{u_\tau} = f\left(\frac{\rho u_\tau y}{\mu}\right) = f(y^+) \quad (2.32)$$

Donde  $y$  representa la distancia normal a la pared, mientras  $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$  es denominada velocidad de fricción la cual se utiliza para definir las coordenadas de pared.

Dentro de esta capa interna se pueden distinguir 2 subcapas según el comportamiento del perfil de velocidades.

- **Sub-capa viscosa / Zona lineal**

En esta subcapa la viscosidad del fluido predomina sobre la viscosidad turbulenta la cual tiende a 0 cerca de la pared, es entonces que se puede decir que el flujo es laminar en esta zona.

En particular en esta subcapa  $y^+ < 5$  y se puede considerar que el esfuerzo cortante es aproximadamente constante e igual al esfuerzo parietal, entonces la ley de pared tiene un comportamiento lineal y el perfil adimensional de velocidad viene dado por [18]:

$$u^+ = y^+ \quad (2.33)$$

- **Sub-capas Inercial / Zona logarítmica**

Corresponde a la zona fuera de la subcapa viscosa, en esta subcapa los esfuerzos turbulentos dominan sobre los esfuerzos viscosos, en particular para esta subcapa  $30 < y^+ < 500$  [18] y la ley de pared tiene un comportamiento logarítmico y el perfil adimensional de velocidad viene dado por:

$$u^+ = \frac{1}{0,4} \ln(y^+) + A \quad (2.34)$$

Donde  $A \in [3,7; 5,0]$ .

## 2.2. Aerogeneradores de eje horizontal

Un aerogenerador, o turbina eólica, es una máquina que transforma la energía cinética del viento en energía mecánica en el eje, para posteriormente transformarla en energía eléctrica con ayuda del generador [21]. Generalmente esta transformación de energía es realizada por aerogeneradores cuyo par motor se obtiene esencialmente de la fuerza de sustentación, siendo los aerogeneradores de eje horizontal, también denominados HAWT los mayormente utilizados. Estos se caracterizan por poseer un alto rendimiento en un rango amplio de velocidades de viento, barrer mayores superficies que las de eje vertical lo que se refleja en el desarrollo de mayores potencias, además poseer características de par y velocidad más adecuadas para el accionamiento de un generador eléctrico siendo esta la razón por la cual la producción total de energía eléctrica eólica es realizada mediante aerogeneradores de eje horizontal [22].

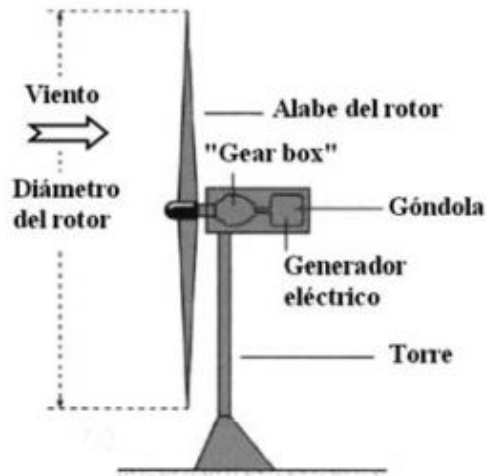


Figura 2-4: Aerogenerador de eje horizontal (HAWK) [22].

### 2.2.1. Estructura de alabes un aerogenerador de eje horizontal

Un alabe o pala eficiente para un HAWT consta de varios perfiles aerodinámicos mezclados en un ángulo de terminación de giro en una brida circular [23].

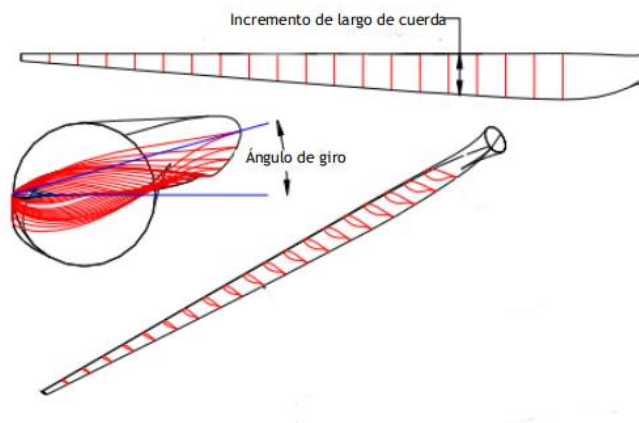


Figura 2-5: Alabe tipo para un HAWT con distintos perfiles aerodinámicos, giros y aumento de tamaño de cuerda [23].

Este alabe se puede dividir en 3 áreas principales clasificadas según su función aerodinámica y estructural

- **Raíz del alabe:** La transición entre la montura circular y el primer perfil aerodinámico, esta sección posee las cargas más altas. En esta zona existe una baja velocidad relativa del viento debido a su cercanía al rotor. Esta baja velocidad tiene como resultado una eficiencia aerodinámica reducida. Por lo tanto, el perfil de la pala se vuelve excesivamente grande en el cubo del rotor. El problema del bajo rendimiento aerodinámico se ve agravado por la necesidad de utilizar secciones de perfil aerodinámico excesivamente gruesas para mejorar integridad estructural en esta región debido a las cargas que posee. Por lo tanto, la región raíz del alabe normalmente se componen de perfiles aerodinámicos gruesos con baja eficiencia aerodinámica [23].
- **Tramo medio:** Aerodinámicamente significativo, en este tramo el ratio entre la sustentación y el arrastre se debe maximizar. Por lo tanto, se deben utilizar perfiles aerodinámicos más delgados como las consideraciones estructurales permitirán [23].
- **La punta:** Aerodinámicamente critica, en este tramo el ratio entre la sustentación y el arrastre se debe maximizar. Por lo tanto, se utilizan perfiles aerodinámicos delgados y geometrías de punta especialmente diseñadas para reducir el ruido y las pérdidas [23].

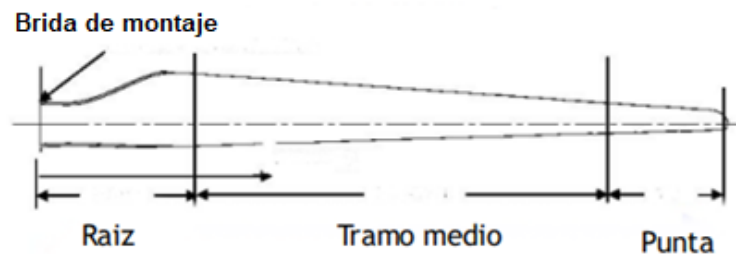


Figura 2-6: Tres regiones del alabe [23].

## 2.3. Fundamentos de aerodinámica de perfiles alares

### 2.3.1. Perfiles aerodinámicos

Se define un perfil aerodinámico como cualquier sección de un ala o pala (para el caso de un aerogenerador) que es cortada por un plano paralelo a la cuerda del perfil y cuya normal es perpendicular a la velocidad del fluido [16].

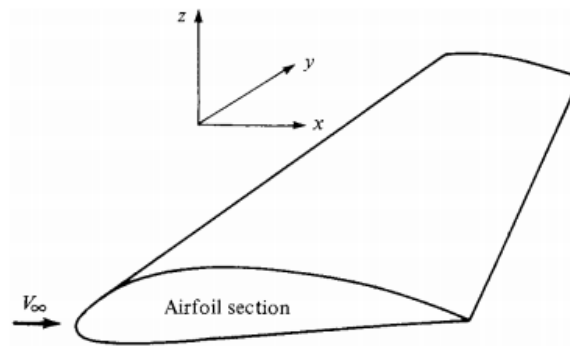


Figura 2-7: Definición de un perfil aerodinámico [22].

Un perfil alar está compuesto principalmente por los siguientes componentes [15,22]:

- Borde de ataque (B.A.): Corresponde al punto o zona más adelante del perfil.
- Borde de salida (B.S.): Corresponde al punto o zona más atrasado del perfil, también es conocido como borde o punto de fuga.
- Cuerda: Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida, es una dimensión característica del perfil.
- Extradós: Corresponde a la parte superior del perfil.
- Intradós: Corresponde a la parte inferior del perfil.
- Línea de cuerda media: Es una línea equidistante entre los extradós y los intradós que va desde el borde de ataque hasta el borde de salida, es la encargada de fijar la curvatura del perfil.

- Radio de Borde de ataque: Es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media. Es una medida del afilamiento del borde ataque.
- Ordenada máxima de la línea de curvatura media: Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda; este valor y su posición se expresan en función de un porcentaje de la cuerda.
- Espesor máximo: Corresponde a línea recta más larga entre el extradós e intradós medida perpendicularmente a la cuerda, este valor como su posición se expresan en un porcentaje de la cuerda.
- Ángulo de ataque ( $\alpha$ ): Es el ángulo formado entre la cuerda y la velocidad relativa del viento respecto al perfil, también se denomina ángulo de incidencia [22].

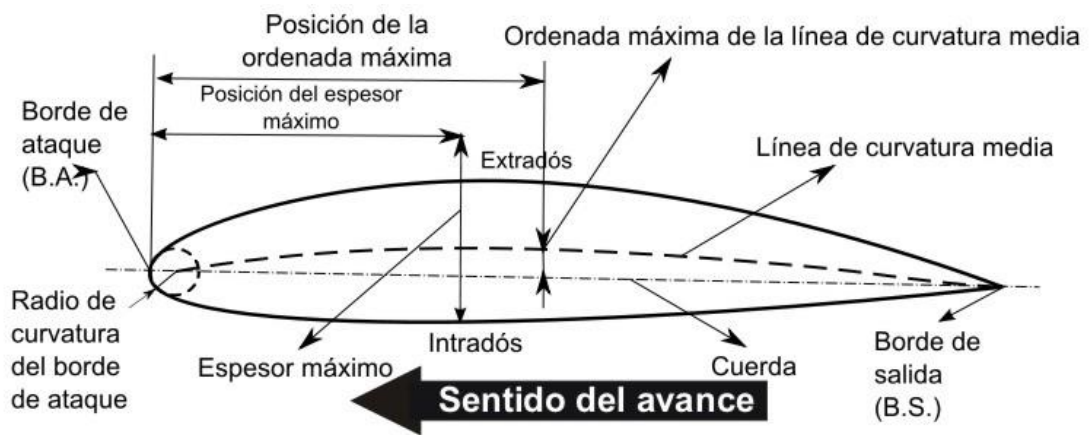


Figura 2-8: Terminología de un perfil alar [25].

### 2.3.2. Fuerzas aerodinámicas presentes en un perfil alar

Cuando un fluido fluye alrededor de un perfil alar una fuerza aerodinámica es generada, esto se debe a que la forma del perfil hace que la distribución de presiones sobre él no sea uniforme, es decir, genera una depresión en los extradós y una sobrepresión en los intradós.

Es debido a esta diferencia de presiones que se produce una fuerza resultante  $F$  sobre el perfil [13].

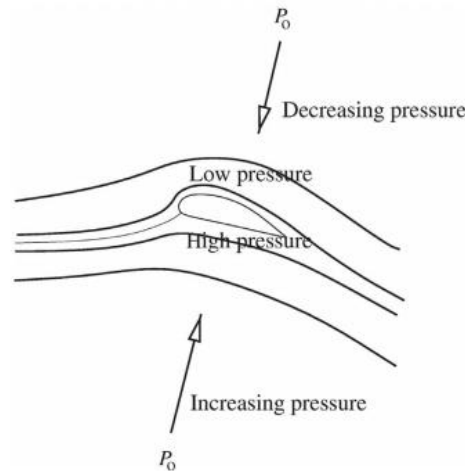


Figura 2-9: Efecto de presión sobre un perfil alar inmerso en un flujo [21].

La fuerza resultante  $F$  puede ser descompuesta en una fuerza perpendicular a la velocidad del flujo  $V_\infty$  denominada sustentación  $L$  y una fuerza paralela a la velocidad del flujo denominada arrastre  $D$ . La sustentación es la fuerza encargada de vencer la fuerza gravedad mientras que el arrastre es la fuerza que se opone al movimiento relativo del perfil respecto al viento, es así como entre menor sea el arrastre el aporte del agente externo también será menor. Además de las fuerzas antes explicadas y para poder describirlas completamente se debe considerar el momento generado el cual se encuentra generalmente sobre la cuerda a una distancia de 0,25 veces esta desde el borde de ataque [21].

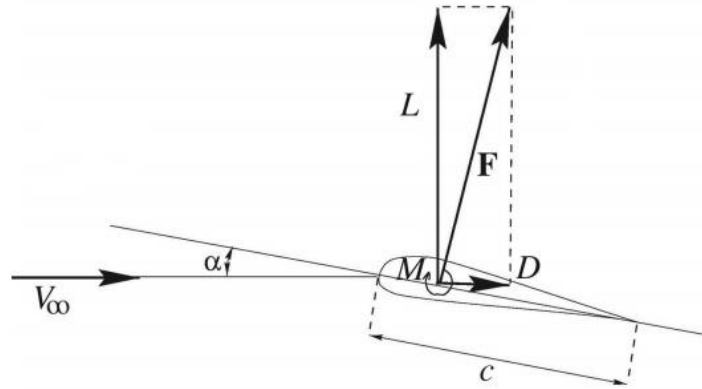


Figura 2-10: Fuerzas generadas sobre un perfil alar [21].

Así se pueden definir los siguientes coeficientes adimensionales:

- Coeficiente de sustentación  $C_l$ : Parámetro adimensional que relaciona la fuerza de sustentación con la densidad del flujo, la velocidad característica de este y una dimensión característica del perfil.

$$C_l = \frac{l}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c} \quad (2.35)$$

- Coeficiente de arrastre  $C_d$ : Parámetro adimensional que relaciona la fuerza de arrastre con la densidad del flujo, la velocidad característica de este y una dimensión característica del perfil

$$C_d = \frac{d}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c} \quad (2.36)$$

- Coeficiente de momento  $C_m$ :

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c^2} \quad (2.37)$$

### 2.3.3. Influencia de la separación de la capa límite y efecto “stall”

En particular para un perfil aerodinámico al aumentar el ángulo de ataque este posee un valor crítico el cual causa que ocurra la separación de la capa límite en algún punto sobre el perfil lo que tiene como consecuencia una disminución en la fuerza de sustentación y por ende en el coeficiente de sustentación lo que se denomina efecto stall [22].

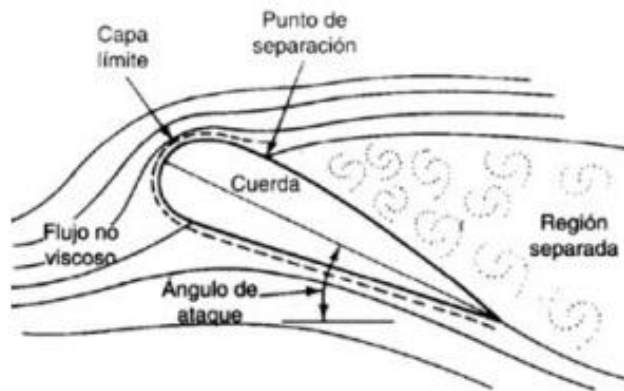


Figura 2-11: Separación de capa límite sobre perfil alar [2].

Si la separación comienza en el borde de fuga del perfil y aumenta lentamente con el aumento del ángulo de ataque la pérdida de sustentación (stall) es relativamente suave, por el contrario, si la separación comienza cerca al borde de ataque del perfil puede producir una separación casi simultáneamente con una drástica pérdida de sustentación [16].

## 2.4. Fundamentos de dinámica de fluidos computacional

La dinámica de fluidos computacional corresponde a una ciencia interdisciplinaria, donde se utilizan métodos numéricos y algoritmos para el estudio del comportamiento del flujo de fluidos, transferencia de calor y fenómenos relacionados como lo son las reacciones químicas, combustión, aeroacústica, etc.

Este método de estudio permite la posibilidad de simular y estudiar el comportamiento de flujos complicados, costosos o prácticamente imposibles de estudiar mediante técnicas

de experimentación tradicionales. De esta manera es un método de gran ayuda en problemas ingenieriles además de ser una alternativa más económica y eficiente que la experimentación tradicional.

### 2.4.1. Método de volúmenes finitos

Es un método numérico utilizado en CFD para tratar y resolver flujos en geometrías complejas y ecuaciones diferenciales parciales que poseen discontinuidades como lo son las EDP hiperbólicas, está basado sobre la conservación sobre la forma integral de las cantidades o ecuaciones a resolver.

De manera general la ecuación de transporte puede ser expresada como:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \phi \vec{V}) - \nabla \cdot (\Gamma \cdot \nabla \phi) = S_\phi \quad (2.38)$$

Donde  $\phi$  es un escalar representando diversas propiedades,  $\Gamma$  es el coeficiente de difusión del escalar  $\phi$  y  $S_\phi$  representa el termino fuente asociado  $\phi$

La cual representando su forma integral y simplificándola mediante el teorema de gauss se obtiene:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho \phi \partial \Omega + \oint_{\mathcal{C}} \vec{F} \partial \mathcal{C} = \iiint_{\Omega} S_\phi \partial \Omega \quad (2.39)$$

Donde  $\vec{F}$  Denota el flujo de convección y difusión del escalar  $\phi$ , es decir,  $\vec{F} = \rho \phi \vec{V} - \Gamma \cdot \nabla \phi$

De esta manera se puede constatar que la variación temporal de la propiedad  $\phi$  depende del flujo neto que cruza la superficie  $\mathcal{C}$  que rodea el volumen  $\Omega$  y de la generación y destrucción de la propiedad dentro de este volumen [19]. Así el dominio donde se quiere encontrar la solución del problema es dividido en dominios más pequeños (volúmenes de control) y es en cada volumen de control donde se resuelve la ecuación 3.39.

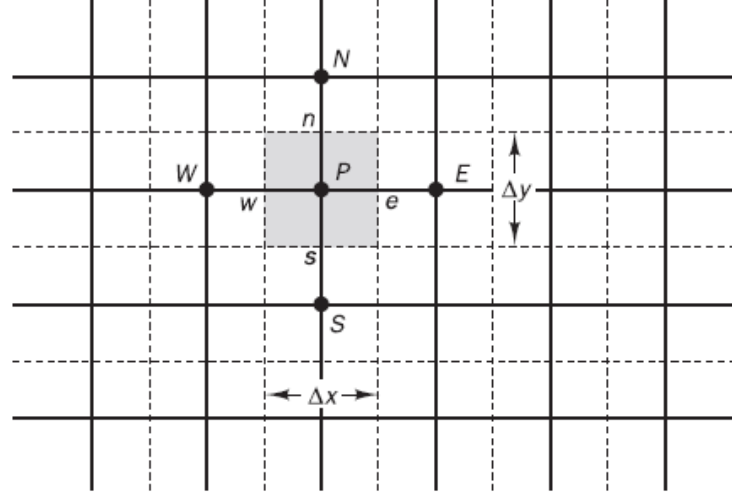


Figura 2-12: Discretización para una malla bidimensional [18].

Mediante la figura 2-12 se define los volúmenes adyacentes a un volumen de control centrado en P como W, E, N y S según su posición relativa respecto a este (West, East, North, South) además se definen las fronteras del volumen de control centrado en P como w, e, n y s.

### 2.4.2. Aproximación de las integrales de volumen

Las integrales sobre un volumen de control  $\Omega$  centrado en P se pueden aproximar mediante el valor promedio de la variable al interior de esta, es decir, las integrales de volumen de la ecuación 2.39 quedaran como:

$$\iiint_{\Omega} S_{\phi} \partial \Omega \approx \overline{S_{\phi}} \Omega = S(\phi_P) \Omega \quad (2.40)$$

$$\iiint_{\Omega} \rho \phi \partial \Omega \approx \overline{\rho \phi} \Omega = \rho \phi_P \Omega \quad (2.41)$$

Con  $\Omega = \Delta x \Delta y \Delta z$ , particularmente para un caso bidimensional  $\Delta z = 1$ .

### 2.4.3. Aproximación de las integrales superficie

La integral sobre una superficie  $\mathcal{C}$  que encierran un volumen de control  $\Omega$  se pueden aproximar como la suma de los flujos promedios sobre cada frontera o cara del volumen de control.

$$\oint_{\mathcal{C}} \vec{F} \cdot \vec{\partial \mathcal{C}} \approx \sum_{i=1}^{N_c} F_i A_i \quad (2.42)$$

Donde  $F_i$  es el flujo promedio sobre la cara  $i$  pasando por la superficie  $A_i$  de esta.

Los flujos promedios  $F_i$  se aproximan como el valor del flujo en el punto medio de la cara  $A_i$ , entonces los flujos sobre las caras se escriben como:

$$F_i = \rho \phi_i V_i - \Gamma \cdot \nabla \phi \quad , \text{ con } i = w, e, n, s \quad (2.43)$$

Entonces el valor  $\phi_i$  es interpolado mediante esquemas numéricos a partir de los valores en los centros de los volúmenes de control.

#### 2.4.3.1. Esquema de diferencias centradas (CDS)

Corresponde a un esquema de segundo orden de consistencia el cual realiza una interpolación lineal para aproximar el valor de la propiedad  $\phi$  en las superficies de los volúmenes de control, este esquema no considera la dirección del flujo y debido a su comportamiento dispersivo puede genera soluciones oscilatorias [18].

$$\phi_e = \frac{x_e - x_P}{x_E - x_P} \phi_E + \left(1 - \frac{x_e - x_P}{x_E - x_P}\right) \phi_P \quad (2.44)$$

#### 2.4.3.2. Esquema aguas arriba “Upwind differencing scheme” (UDS)

Corresponde a un esquema de primer orden de consistencia el cual considera la dirección del flujo cuando se determina el valor de la propiedad en la superficie del

volumen de control, el valor convectivo de la propiedad en la superficie será igual al valor del nodo del volumen de control agua arriba de la superficie [18]. Este esquema es altamente difusivo, pero no dispersivo lo que se ve reflejado en una “falsa difusión” que puede provocar resultados erróneos en la solución.

$$\phi_e = \begin{cases} \phi_P & \text{si } V_e > 0 \\ \phi_E & \text{si } V_e < 0 \end{cases} \quad (2.45)$$

#### 2.4.3.3. Esquema aguas arriba lineal “Linear upwind differencing” (LUD)

Corresponde al esquema UDS agregando un término extra que considera el gradiente de la propiedad del centro del volumen de control para mejorar la exactitud de la aproximación en los flujos sobre de superficies, de esta manera se transforma el esquema UDS a un esquema de segundo orden donde ahora la variación entre el centro del volumen de control y la superficie de este será lineal. De esta manera este esquema se vuelve menos difusivo que UDS manteniendo su estabilidad [19].

$$\phi_e = \begin{cases} \phi_P + (x_e - x_P)\nabla\phi_P & \text{si } V_e > 0 \\ \phi_E + (x_E - x_e)\nabla\phi_E & \text{si } V_e < 0 \end{cases} \quad (2.46)$$

#### 2.4.4. Aproximación de la derivada temporal

La derivada temporal para el presente trabajo se aproximará mediante el esquema Crank Nicolson el cual corresponde a un esquema implícito, de segundo orden de consistencia e incondicionalmente estable el cual utiliza la regla del trapecio para aproximar la derivada temporal. Particularmente considerando un flujo incompresible la ecuación 2.39 queda expresada como:

$$\frac{\partial \phi_P}{\partial t} \approx \frac{\phi_P(t + \Delta t) - \phi_P(t)}{\Delta t} = \frac{1}{2\rho\Omega} (f(\phi, x, y, t + \Delta t) + f(\phi, x, y, t)) \quad (2.47)$$

Donde  $f(\phi, x, y, t)$  y  $f(\phi, x, y, t + \Delta t)$  corresponden a la suma de los flujos convectivos, difusivos y el termino fuente para el tiempo  $t$  y  $t + \Delta t$  respectivamente.

### **2.4.5. Algoritmos de acoplamiento de presión para ecuaciones de Navier-Stokes**

Para un flujo incompresible las ecuaciones de Navier-Stokes se resumen a una ecuación para la conservación de masa y una para la conservación de cantidad de movimiento, es en esta última donde aparece un término de presión para la cual no existe una ecuación en particular, además la ecuación de conservación de masa se podría ver como una restricción para el campo de velocidades más que como ecuación extra para resolver el sistema.

Los algoritmos de acoplamiento son métodos iterativos que buscan la manera de poder calcular la presión, con la cual al resolver la ecuación de cantidad de movimiento las velocidades obtenidas satisfagan la ecuación de conservación de masa. En este trabajo las simulaciones se realizarán en estado transitorio y por lo tanto se utilizará el algoritmo PISO para el acoplamiento de presión

#### **2.4.5.1. Algoritmo PISO “Pressure Implicit with Splitting of Operators”**

Este algoritmo involucra una etapa de predicción y dos etapas de corrección para los campos de velocidades y presión, es decir, se utiliza en una primera instancia un campo de presiones de prueba  $P^*$  con el cual se resuelven las ecuaciones de cantidad de movimiento discretizadas y simplificadas, obteniendo el campo de velocidades de prueba  $\vec{V}^*$  una vez obtenidos los campos de pruebas se resuelve una ecuación para la corrección de la presión y a partir de esta corrección de presión se pueden obtener un nuevo campo de velocidades y presiones corregido. Con estos campos de presión y velocidad corregidos se repite el procedimiento nuevamente de resolver la ecuación para la corrección de la presión y finalmente a partir de esta segunda corrección se obtienen los últimos campos de presión y

velocidad corregidos. Este algoritmo tiene un costo computacional alto debido a que requiere un almacenamiento extra para el cálculo del término fuente de la segunda ecuación de corrección de presión.

#### 2.4.6. Métodos iterativos para resolución de sistemas de ecuaciones

Cuando un sistema de ecuaciones diferenciales parciales que gobiernan el comportamiento de un fenómeno físico, específicamente el comportamiento de un flujo es discretizado mediante el método de volúmenes finitos realizando las aproximaciones y utilizando los esquemas mostrados en las secciones anteriores entonces transforma el sistema a un sistema de ecuaciones lineales el cual debe ser resuelto para cada paso temporal.

De manera matricial entonces para cada paso temporal se debe resolver un sistema de la forma:

$$A\phi = Q \quad (2.48)$$

Donde  $A$  es una matriz cuadrada que contiene los coeficientes que acompañan  $\phi$  siendo este un vector que contiene el valor de las variable a determinar en el volumen de control y siendo  $Q$  un vector que contiene los términos que no contienen incógnitas y por ende se presumen conocidos [26].

##### 2.4.6.1. Método Gauss-Seidel

Corresponde a un método iterativo para resolver sistemas lineales la cual comienza con un valor inicial aproximado  $\phi^{(0)}$  de la solución  $\phi$  y se genera una secuencia de vectores  $\{\phi^{(k)}\}_{k=0}^{\infty}$  que converge a  $\phi$  [27].

Entonces el valor de  $\phi$  para la iteración número  $k$  en el volumen de control  $i$  vendrá dado por:

$$\phi_i^{(k)} = \frac{1}{a_{ii}} \left[ - \sum_{j=1}^{i-1} (a_{ij} x_j^{(k)}) - \sum_{j=i+1}^n (a_{ij} x_j^{(k-1)}) + Q_i \right] \quad (2.49)$$

Donde  $a_{ij}$  corresponde al término de la matriz A en la posición i, j.

#### 2.4.6.2. Método geométrico – algebraico multi - malla (GAMG)

Este método utiliza una malla gruesa con tiempos de resolución rápidos para suavizar los errores frecuentes y generar una solución de partida sobre la malla más fina. Esto se puede hacer con un engrosamiento geométrico de la malla (multi-malla geométrica) o aplicando los mismos principios directamente a la matriz (multi-malla algebraica) [28].

---

## 3. Condiciones de viento en Chile

Con el fin de poder agrupar un alto rango de las condiciones de viento presentes Chile se seleccionaron 2 lugares geográficos distintos del territorio nacional, los cuales corresponden a parques eólicos ya construidos donde el primero está ubicado en la zona del Norte grande alejado de la costa, particularmente a una altura sobre los 2000 metros respecto al nivel del mar, mientras que el segundo parque se encuentra en límite entre el Norte Chico y la zona Central cercano al litoral costero teniendo una altitud de 200 metros respecto al nivel del mar.

### 3.1. Parque Eólico Taltal

Corresponde a un parque eólico con una potencia nominal de 99[MW] conformado por 33 aerogeneradores de 84[m] de altura de torre con una capacidad individual de 3[MW] cada uno. Este parque eólico está ubicado en la comuna de Taltal, Provincia de Antofagasta, II Región de Antofagasta donde uno de los aerogeneradores está instalado en las coordenadas: 25,07°S 69,84°O [29]. Es mediante estas coordenadas como punto de referencia y el uso del Explorador Climático, herramienta creada por el Centro de Ciencia del Clima y resiliencia que se obtuvo una temperatura media para un día normal en la zona de 14,03 [°C].

Con el uso Explorador Eólico, herramienta desarrollada por el Departamento de Geofísica de la Universidad de Chile por encargo del ministerio de Energía, y con la finalidad de poder tener datos representativos de las condiciones de viento de la zona, es decir, muestras mayores a un periodo de 25 años [2] es que se extrajeron datos de 33 años compuestos entre 1980 y 2013 para una altura seleccionada de 80[m], es decir, una altura total de 2.250 [m.s.n.m.] para las coordenadas antes mencionadas, además se obtuvo para esta altura total una densidad de  $0,95 \left[ \frac{Kg}{m^3} \right]$ .

Los datos obtenidos del Explorador Eólico corresponden a valores medios horarios del módulo de velocidad y se muestran el histograma correspondiente a la figura 3-1.

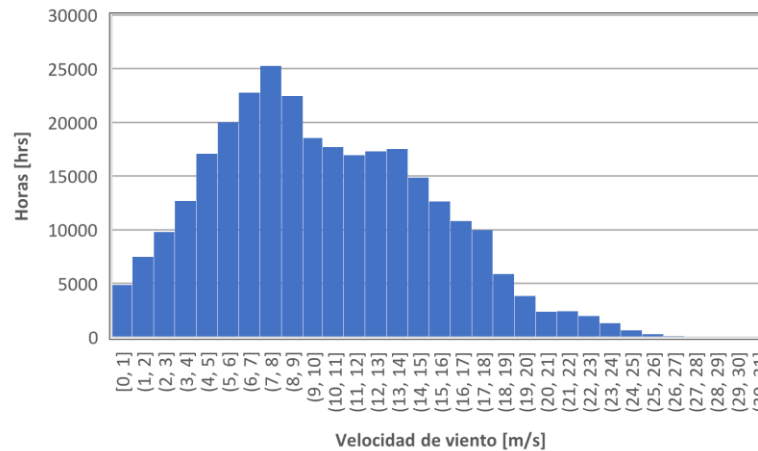


Figura 3-1: Histograma en horas de la velocidad del viento en 33 años en el Parque Eólico Taltal

Así mediante la información proporcionada por el explorador eólico se conoce que la velocidad del viento promedio para este periodo es de  $10,011 \left[ \frac{m}{s} \right]$  y su desviación estándar es de  $1,03 \left[ \frac{m}{s} \right]$ .

### 3.2. Parque Eólico Talinay II

Corresponde a un parque eólico con una potencia nominal de 500[MW] conformado por 167 aerogeneradores de 85[m] de altura de torre con una capacidad individual de 3[MW] cada uno excepto 1 el cual tiene una capacidad individual de 2[MW]. Este parque eólico está ubicado la Región de Coquimbo, provincia de Limarí, comuna de Ovalle, sector de Talinay al sur de la desembocadura del Río Limarí donde uno de los aerogeneradores está instalado en las coordenadas: 30,8231°S 71,6826°O [30]. Nuevamente mediante el uso de las coordenadas recién mencionadas como punto de referencia y el uso del Explorador Climático, se obtuvo una temperatura media para un día normal en la zona de 13,02 [°C].

Con el uso Explorador Eólico al igual que en el parque eólico anterior se obtuvieron las condiciones de viento para un periodo de 33 años correspondiente al periodo desde 1980 hasta 2017 para una altura seleccionada de 80[m], es decir, una altura total de 216 [m.s.n.m.] para las coordenadas antes mencionadas, además se obtuvo para esta altura total una densidad de  $1,21 \left[ \frac{Kg}{m^3} \right]$ .

Los datos obtenidos nuevamente corresponden a valores medios horarios del módulo de velocidad en las se muestran el histograma de la figura 3-2.

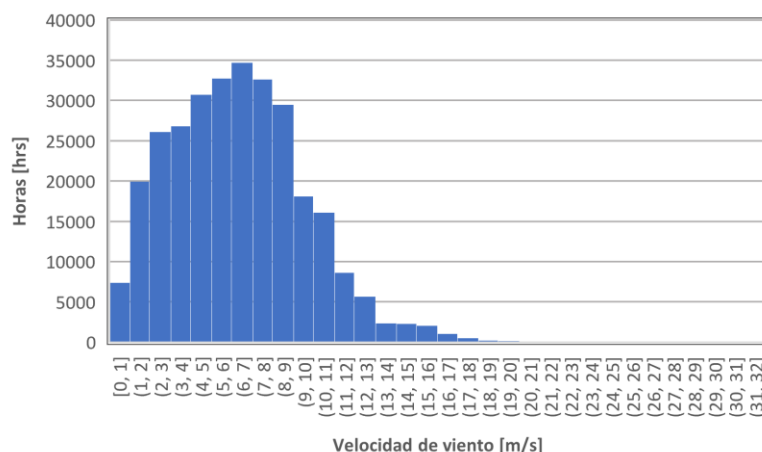


Figura 3-2: Histograma en horas de la velocidad del viento en 37 años para Parque eólico Talinay II.

De esta forma mediante la información proporcionada por la herramienta se conoce que la velocidad del viento promedio para este periodo es de  $6,345 \left[ \frac{m}{s} \right]$  y su correspondiente desviación estándar es de  $0,86 \left[ \frac{m}{s} \right]$ .

Así según lo presentado anteriormente y mediante la utilización de la correlación de Sutherland (ecuación 2.4) las condiciones de viento a utilizar en este estudio vienen resumidas en la siguiente tabla:

Tabla 3-1: Condiciones de flujo libre

|                           | Parque Eólico Taltal                                      | Parque Eólico Talinay II                                  |
|---------------------------|-----------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------|
| Velocidad Media anual     | $10,011 \left[ \frac{m}{s} \right]$                       | $6,345 \left[ \frac{m}{s} \right]$                        |
| Desviación Estándar       | $1,03 \left[ \frac{m}{s} \right]$                         | $0,86 \left[ \frac{m}{s} \right]$                         |
| Intensidad de turbulencia | 10,29 %                                                   | 13,55 %                                                   |
| Temperatura               | 14,03 °C                                                  | 13,02 °C                                                  |
| Viscosidad dinámica       | $1,796 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{Kg}{m \cdot s} \right]$ | $1,792 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{Kg}{m \cdot s} \right]$ |
| Densidad                  | $0,95 \left[ \frac{Kg}{m^3} \right]$                      | $1,21 \left[ \frac{Kg}{m^3} \right]$                      |

---

## 4. Parámetros computacionales

Las simulaciones presentadas en este trabajo fueron realizadas en el software de código abierto OpenFOAM 7 (Open Source Field Operation and Manipulation). Este software corresponde a un conjunto de librerías de C++ que permiten el desarrollo de solvers personalizados y utilidades de pre/post procesamiento para la solución de problemas de mecánica de medios continuos, que incluye principalmente la dinámica de fluidos computacional [28].

De manera general la estructura de OpenFOAM 7 se puede mostrar como:

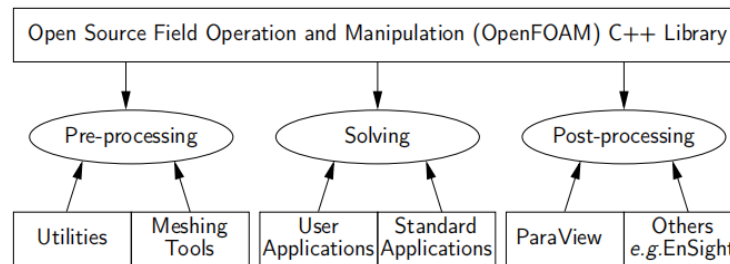


Figura 4-1: Estructura General de OpenFOAM 7[28].

Para cada simulación realizada es necesario la existencia de un mínimo de directorios y archivos requeridos, estos son mostrados en la siguiente figura:

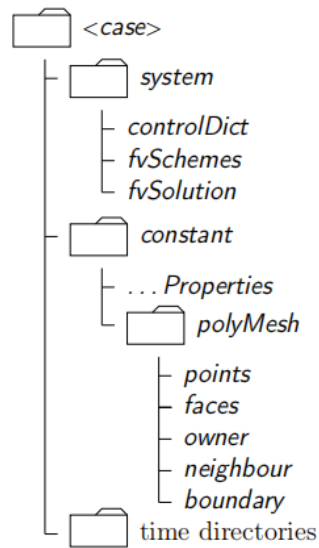


Figura 4-2: Estructura de directorios y archivos [28]

El directorio “system” es utilizado para establecer los parámetros asociados con el procedimiento de solución en si [28]. Contiene mínimo 3 archivos: los cuales son: “controlDict” encargado de los parámetros de la simulación, tiempo de partida, termino, paso temporal y parámetros de salida. “fvSchemes” donde se especifican los esquemas de discretización para los termino que serán utilizados en las ecuaciones a resolver y “fvSolution” donde se especifican los solucionadores de las ecuaciones, las tolerancias de convergencia y los algoritmos utilizados.

El directorio “constant” contiene la descripción completa del mallado utilizado en la simulación en el subdirectorio “polyMesh”, además contiene las propiedades físicas del fluido o medio continuo a simular.

“time directories” contiene los datos particulares de cada campo (presión, velocidades, energía cinética turbulenta, etc.) en cada tiempo que se requiere. Particularmente para la inicialización de una simulación se utiliza la carpeta “0” haciendo referencia a tiempo  $t = 0$  en donde se especifican las condiciones iniciales y condiciones de borde para cada propiedad del medio a calcular (presión, velocidad, temperatura, etc.).

## 4.1. Geometría y Mallado

La geometría y mallado utilizado para todas las simulaciones corresponde a un mallado de tipo C y fue generado mediante la herramienta “blockMesh”, herramienta proporcionada por OpenFOAM 7 con la cual se logra crear mallados mediante la descomposición del dominio geométrico en 1 o varios conjuntos de bloques hexaédricos tridimensionales donde los bordes de estos bloques pueden ser líneas rectas, arcos circulares o splines [28].

### 4.1.1. Dominio computacional

El dominio computacional utilizado en las distintas simulaciones se realizó en función de un parámetro característico del perfil alar a simular, para este caso será la cuerda del perfil, y un factor de amplificación “ $Fa \geq 10$ ” como se muestra a continuación.

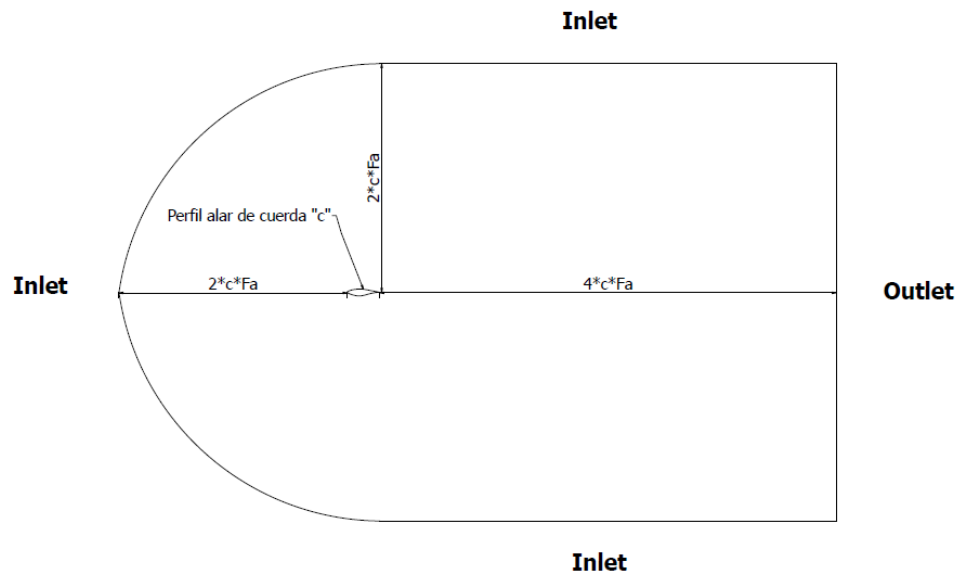


Figura 4-3: Dominio computacional para cualquier perfil alar de cuerda c.

Como se puede apreciar en la Figura 4-3 los límites superior, inferior e izquierdo corresponden a la frontera de entrada de la simulación, mientras que el límite derecho del dominio corresponde a la frontera de salida. Por otra parte, se aprecia que independiente del

factor de amplificación y el tamaño de la cuerda utilizados la frontera de salida siempre estará ubicada al doble de la distancia del borde de fuga que la condición de borde de entrada respecto al mismo punto, además se asegura que el borde de ataque y de fuga estén a una misma distancia respecto a la frontera de entrada del dominio. Es importante mencionar que el tamaño del dominio computacional impuesto tiene la finalidad evitar interferencias de las condiciones de borde con el flujo alrededor del perfil alar.

Los perfiles que se simularan y analizaran corresponden a perfiles aerodinámicos utilizados en las regiones del tramo medio e inicios de la región de la punta de un alabe o pala de un aerogenerador. Regiones donde, como se explicó anteriormente, la eficiencia aerodinámica predomina en importancia y por ende donde se debe maximizar el ratio entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre.

- FFA-W3-211: Perfil aerodinámico diseñado por el Instituto de Investigación Aeronáutica de Suecia para el uso en aerogeneradores de eje horizontal. Perfil perteneciente a la serie FFA-W3 desarrollada principalmente para turbinas con inclinación regulada [28]. Este perfil posee un espesor relativo máximo de 21% del largo cuerda ubicado en el 32,4% de esta [31]. La selección de este perfil es debido a la serie de perfiles que pertenece, ya que, con esta serie fueron construidos los alabes de las turbinas Vestas V100-1.8 MW [33], turbinas actualmente instaladas en varios puntos del país, pero particularmente en el Parque Eólico Talinay II.
- DU 93-W-210: Perfil aerodinámico diseñado por W.A. Timmer en la Facultad de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Tecnológica de Delft [34]. Este perfil posee un espesor relativo máximo de 20,7% del largo cuerda ubicado en el 34,1% de esta [29]. La selección de este perfil fue debido a su alto uso en turbinas eólicas y varios estudios realizados encontrados en la literatura.
- NREL S809: Perfil aerodinámico diseñado por Somers en el Laboratorio Nacional de Energía Renovable en Colorado Estados Unidos [35]. Este perfil posee un espesor relativo máximo de 21% del largo de la cuerda [36] ubicado en el 39,5 % de esta. La selección de este perfiles es debido a que pertenece a la serie de perfiles de NREL que posee el mayor porcentaje de mejora de captura energética anual

siendo esta del orden del 23 % - 25% [35]. Por otra parte, será este el perfil utilizado para realizar el proceso de validación y verificación mostrado en el capítulo 6.

- NACA 0012 Optimizado: Perfil aerodinámico generado gracias a la colaboración del Instituto de Aeronáutica y Espacio de Brasil mediante el método adjunto de optimización sobre un perfil NACA 0012 como perfil base, este perfil tiene un espesor relativo máximo de 17% del largo de la cuerda. Para lograr la generación de este perfil optimizado se requieren datos específicos los cuales son: temperatura media de la zona geográfica donde se quiere utilizar el perfil, altura sobre el nivel del mar en la cual se ubicará, viscosidad dinámica del fluido, velocidad media anual de la ubicación, el factor de forma “ $\kappa$ ” de una distribución de probabilidades de Weibull y la función Gamma evaluada en  $1 + \frac{1}{\kappa}$ .

De esta manera se generó un perfil NACA 0012 optimizado para cada una de las coordenadas geográficas a utilizar mostradas en el capítulo anterior. Para la obtención del parámetro de forma se asume como en la mayoría de los casos de interés energético que la distribución de velocidad del viento sigue aproximadamente una función densidad de probabilidad de Weibull de 2 parámetros [2]. Es así como teniendo los datos de velocidad media horaria proporcionados por el Explorador Eólico mostrados anteriormente se realiza un ajuste de mínimos cuadrados a través de la distribución acumulada de probabilidades obteniendo el parámetro de forma y el parámetro de escala.

Tabla 4-1: Datos para optimización de perfil NACA 012

|                 | Parque Eólico<br>Taltal | Parque Eólico<br>Talinay II |
|-----------------|-------------------------|-----------------------------|
| $T_m[^\circ C]$ | 14,03                   | 13,02                       |

|                                           |                        |                        |
|-------------------------------------------|------------------------|------------------------|
| $H[m.s.n.m]$                              | 2.230                  | 216                    |
| $V_m[m/s]$                                | 10,543                 | 6,345                  |
| Factor de forma                           | 1,94                   | 1,99                   |
| $\Gamma\left(1 + \frac{1}{\kappa}\right)$ | 0,8868                 | 0,8863                 |
| $\mu\left[\frac{Kg}{ms}\right]$           | $1,7955 \cdot 10^{-5}$ | $1,7920 \cdot 10^{-5}$ |

De esta manera se obtienen los perfiles optimizados mostrados en la figura 5-4

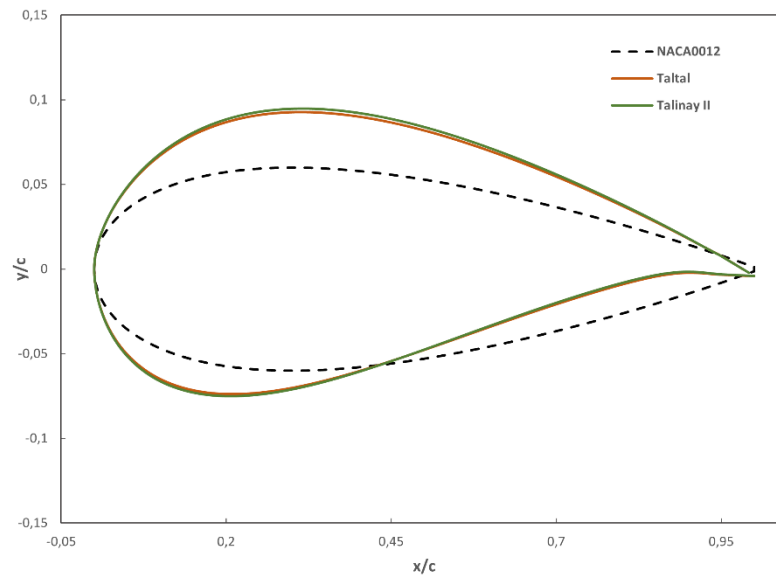


Figura 4-4: Perfiles NACA 0012 optimizados para las 2 coordenadas geográficas utilizadas.

Se puede observar que las diferencias entre los perfiles NACA 0012 optimizados son prácticamente nulas entre un punto geográfico y otro, es por esto, que se utilizara solo el perfil NACA 0012 optimizado para el parque Eólico

Talinay II como perfil optimizado de referencia en las 2 ubicaciones y por ende a partir de ahora se hablara solo de un perfil optimizado NACA 0012.

A modo de presentar los perfiles aerodinámicos a simular de forma esquemática se presenta la figura 4-5 correspondiente a los 4 perfiles mencionados con una cuerda  $c = 1$  [m].

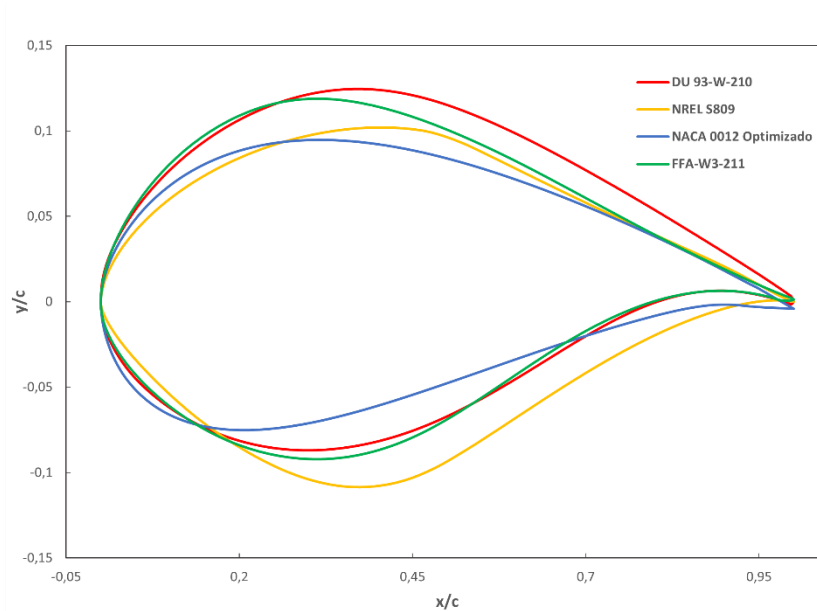


Figura 4-5: Superposición de perfiles aerodinámicos a utilizar.

#### **4.1.2. Malla computacional**

La malla generada mediante “blockMesh” corresponde a una malla estructurada tipo C compuesta por elementos hexaédricos donde en los primeros  $15c$  [m] en la dirección normal a la superficie del perfil se poseerá una ratio de expansión celda a celda de 1,0465. A partir de esta distancia el ratio de expansión celda a celda cambiará a 1,17 hasta la frontera del dominio, esto se cumple para la dirección vertical (eje  $y$  del dominio). Por otro lado, sobre el perfil se tiene un ratio de expansión total de 2,0 el cual corresponde al ratio entre la última celda sobre el borde de fuga y la primera celda sobre el borde de ataque

esto con el fin de poder concentrar en leve manera las celdas sobre el borde de ataque. Finalmente, aguas abajo del perfil y en la dirección horizontal (eje  $x$  del dominio) se tiene un ratio de expansión celda a celda de 1,0333 en los primeros  $15c$  [ $m$ ], a partir de esta distancia se mantiene el paso espacial en esta dirección hasta la frontera del dominio.

Con el fin de poder captar de buena manera el efecto de la capa límite sobre el perfil alar es que se tiene especial cuidado de que las primeras celdas sobre el perfil alar a simular sean del tamaño necesario para obtener un  $y^+ \leq 1$ , por otro lado, tanto los intradós como los extradós se dividirán en una cantidad de celdas igual a “100c”.

Lo anteriormente explicado se presentan las Figuras 4-3 y 4-4 a modo de ejemplo donde se utilizó un perfil alar NREL S809 con una cuerda de 1 [ $m$ ] y un factor de amplificación  $Fa$  de 15.

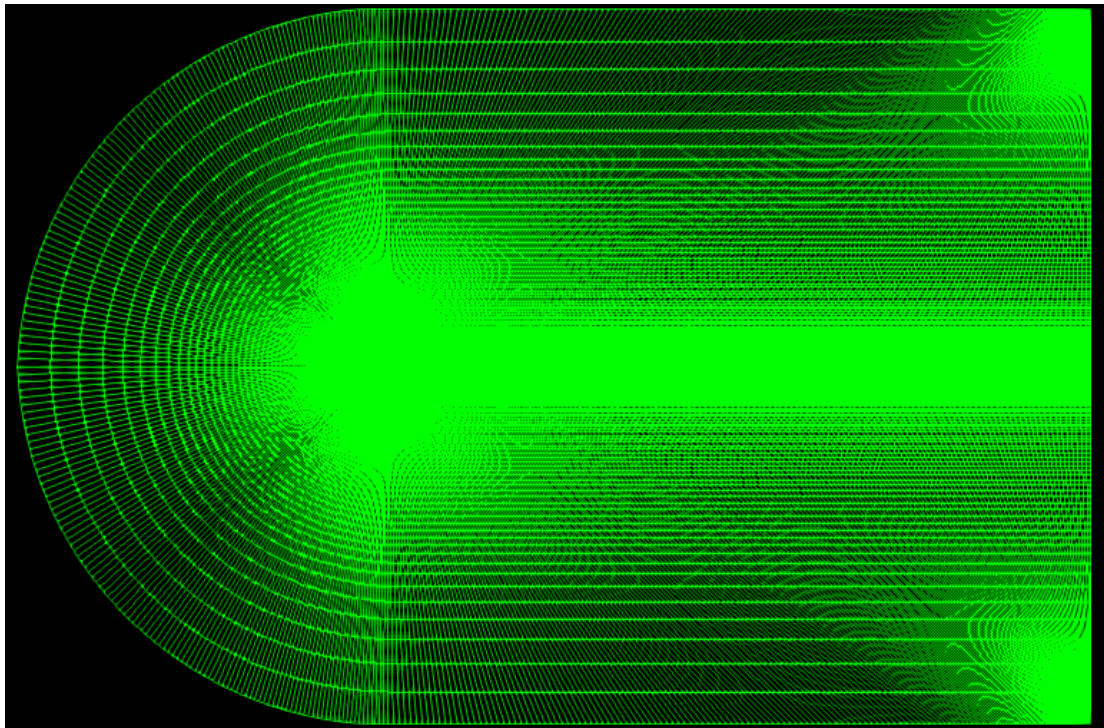


Figura 4-6: Ejemplificación de mallado para  $c = 1[m]$  y  $Fa = 15$ .

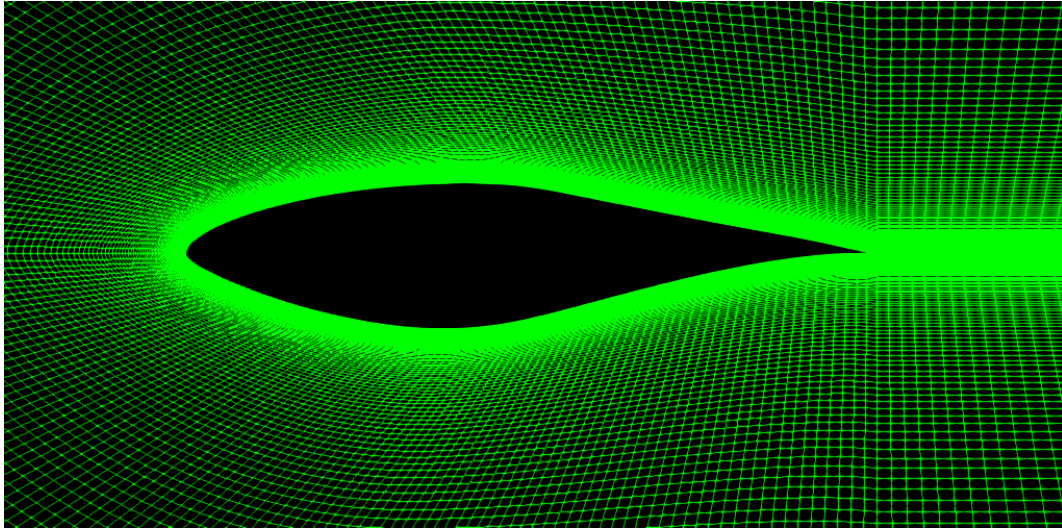


Figura 4-7: Malla sobre un perfil NREL S809 con una cuerda de  $1[m]$ .

## 4.2. Esquemas de discretización

Debido a que las simulaciones a realizar corresponden a flujos externos alrededor de perfiles alares y por ende estos estarán sometidos a gradientes de presión adversos es que se preseleccionan en primera instancia 2 modelos de turbulencia: Spalart-Allmaras y  $k - \omega$  SST. Como se explicó en capítulos anteriores son modelos que se comportan, en general, de mejor manera con problemas aerodinámicos, flujos externos y flujos cerca de superficies.

Se presentan en las siguientes tablas los esquemas de discretización utilizados para cada modelo:

Tabla 4-2: Esquemas numéricos utilizados para modelo Spalart – Allmaras

| Termino y Operadores                                                  | Esquema utilizado                     | Detalles y Observaciones                                                                                                                                                                                                                                 |
|-----------------------------------------------------------------------|---------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Termino temporal</b><br>$\left(\frac{\partial}{\partial t}\right)$ | Crank - Nicolson                      |                                                                                                                                                                                                                                                          |
| <b>Gradiente</b>                                                      | Velocidad: Gauss Linear               | Esquema equivalente al esquema de diferencias centradas.                                                                                                                                                                                                 |
|                                                                       | presión: Gauss Linear                 |                                                                                                                                                                                                                                                          |
|                                                                       | $\tilde{\nu}$ : Gauss Linear          |                                                                                                                                                                                                                                                          |
| <b>Divergente</b>                                                     | Velocidad: Gausslinear Upwind grad(U) | Esquema equivalente al esquema aguas arriba lineal para la velocidad donde se especifica su respectivo gradiente y esquema aguas arriba para el parámetro de viscosidad turbulenta con la finalidad de mantener estabilidad y convergencia en el modelo. |
|                                                                       | $\tilde{\nu}$ : Gauss Upwind          |                                                                                                                                                                                                                                                          |
| <b>Gradiente normal a la superficie</b>                               | Corrected                             | Para mantener la precisión de segundo orden se utiliza una corrección explícita no ortogonal al componente ortogonal                                                                                                                                     |

|                      |                        |                                                                                                                                                                                                                  |
|----------------------|------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Laplaciano</b>    | Gauss linear corrected | Esquema de diferencias centradas donde se especifica el gradiente normal a la superficie, ya que, es requerido para lograr evaluar este operador mediante la utilización de la forma integral de las ecuaciones. |
| <b>Interpolación</b> | Linear                 | Esquema para interpolación de valores desde el centro de las celdas al centro de las caras de dicha celda.                                                                                                       |

Tabla 4-3: Esquemas numéricos utilizados para el modelok –  $\omega$  SST

| Termino y Operadores                                               | Esquema utilizado          | Detalles y Observaciones                                 |
|--------------------------------------------------------------------|----------------------------|----------------------------------------------------------|
| <b>Termino temporal</b> $\left(\frac{\partial}{\partial t}\right)$ | Crank - Nicolson           |                                                          |
| <b>Gradiente</b>                                                   | Velocidad: Gauss<br>Linear | Esquema equivalente al esquema de diferencias centradas. |
|                                                                    | Presión: Gauss Linear      |                                                          |
|                                                                    | k: Gauss Linear            |                                                          |
|                                                                    | $\omega$ : Gauss Linear    |                                                          |

|                                         |                                             |                                                                                                                                                                                                                              |
|-----------------------------------------|---------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Divergente</b>                       | Velocidad:<br>Gausslinear Upwind<br>grad(U) | Esquema equivalente al esquema aguas arriba lineal para la velocidad donde se especifica su respectivo gradiente y esquemas aguas arriba para k y omega esto con el fin de mantener estabilidad y convergencia en el modelo. |
|                                         | k: Gauss Upwind                             |                                                                                                                                                                                                                              |
|                                         | $\omega$ : Gauss Upwind                     |                                                                                                                                                                                                                              |
| <b>Gradiente normal a la superficie</b> | Corrected                                   | Para mantener la precisión de segundo orden se utiliza una corrección explícita no ortogonal al componente ortogonal.                                                                                                        |
| <b>Laplaciano</b>                       | Gauss linear corrected                      | Esquema de diferencias centradas donde se especifica el gradiente normal a la superficie, ya que, es requerido para lograr evaluar este operador de mediante la utilización de la forma integral de las ecuaciones.          |
| <b>Interpolación</b>                    | Linear                                      | Esquema para interpolación de valores desde el centro de las celdas al centro de las caras de dicha celda.                                                                                                                   |

### 4.3. Condiciones de borde

De manera semejante a la sección anterior se describen las condiciones de borde utilizadas según el modelo de turbulencia en las siguientes tablas:

Tabla 4-4: Condiciones de borde para modelo Spalart - Allmaras

| <b>Frontera</b><br><b>Propiedad</b> | <b>Inlet</b>                                                                                   | <b>Outlet</b>                                                                       | <b>Wall (Perfil)</b>                                              | <b>Front and Back</b> |
|-------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| <b>Velocidad</b>                    | Condición de Dirichlet:<br>$V_{inlet} = (V_{\infty} \cos(\alpha), V_{\infty} \sin(\alpha), 0)$ | Condición de Neuman:<br>$\frac{\partial V}{\partial \vec{n}} = 0$                   | Condición de Dirichlet:<br>$V_{wall} = 0$                         | Empty                 |
| <b>Presión</b>                      | Condición de Neuman:<br>$\frac{\partial P}{\partial \vec{n}} = 0$                              | Condición de Dirichlet:<br>$P_{outlet} = 0$                                         | Condición de Neuman:<br>$\frac{\partial P}{\partial \vec{n}} = 0$ | Empty                 |
| <b><math>\nu_t</math></b>           | Calculated                                                                                     | Calculated                                                                          | nutUSpaldingWall<br>Function                                      | Empty                 |
| <b><math>\tilde{\nu}</math></b>     | Condición de Dirichlet<br>[37][38]:<br>$\tilde{\nu}_{inlet} = \frac{\nu}{50}$                  | Condición de Neuman<br>[37]:<br>$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial \vec{n}} = 0$ | Condición de Dirichlet [38]:<br>$\tilde{\nu}_{wall} = 0$          | Empty                 |

Tabla 4-5: Condiciones de borde para modelo K-W SST

| <b>Frontera</b><br><b>Propiedad</b> | <b>Inlet</b>                                                                                   | <b>Outlet</b>                                                               | <b>Wall (Perfil)</b>                                              | <b>Front and Back</b> |
|-------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| <b>Velocidad</b>                    | Condición de Dirichlet:<br>$V_{inlet} = (V_{\infty} \cos(\alpha), V_{\infty} \sin(\alpha), 0)$ | Condición de Neuman:<br>$\frac{\partial V}{\partial \vec{n}} = 0$           | Condición de Dirichlet (no deslizamiento):<br>$V_{wall} = 0$      | Empty                 |
| <b>Presión</b>                      | Condición de Neuman:<br>$\frac{\partial P}{\partial \vec{n}} = 0$                              | Condición de Dirichlet:<br>$P_{outlet} = 0$                                 | Condición de Neuman:<br>$\frac{\partial P}{\partial \vec{n}} = 0$ | Empty                 |
| $\nu_t$                             | Calculated                                                                                     | Calculated                                                                  | nutkWallFunction                                                  | Empty                 |
| $k$                                 | Condición de Dirichlet [39]:<br>$k_{inlet} = 1,5(IV_{\infty})^2$                               | Condición de Neuman:<br>$\frac{\partial k}{\partial \vec{n}} = 0$           | Condición de Dirichlet:<br>$k_{wall} = 0$                         | Empty                 |
| $\omega$                            | Condición de Dirichlet [39]:<br>$\omega_{inlet} = \frac{k_{inlet}^{0,25}}{0,09^{0,25} c}$      | Condición de Neuman [39]:<br>$\frac{\partial \omega}{\partial \vec{n}} = 0$ | Condición de Dirichlet [40]:<br>$\frac{60\nu}{0,075\Delta y^2}$   | Empty                 |

La condición impuesta para la viscosidad turbulenta sobre el perfil o superficie solida corresponde a una condición propia de OpenFOAM 7 con la cual se calcula a viscosidad turbulenta en la pared con el fin de obtener un perfil continuo de esta propiedad. Cabe destacar que al tratarse de simulaciones en dos dimensiones las fronteras correspondientes a los planos ubicados sobre el eje z se les da la condición de “Empty” con lo cual se indica a no resolver ninguna ecuación en esa dirección forzando así la simulación a una simulación 2D.

#### 4.4. Condiciones iniciales

Las condiciones iniciales vendrán dadas por las condiciones de viento presentadas en el capítulo 3 y resumidas en la tabla 3-1. De esta manera considerando la longitud característica para todas las simulaciones como la cuerda del perfil y está poseyendo un valor de 1 [m] para todos los perfiles se presenta las condiciones iniciales para cada coordenada geográfica. A partir de la siguiente tabla

Tabla 4-6: Condiciones iniciales específicas a utilizar en coordenada geográfica.

| <b>Propiedad</b> | <b>Parque Eólico<br/>Taltal</b>                    | <b>Parque Eólico<br/>Talinay II</b>                |
|------------------|----------------------------------------------------|----------------------------------------------------|
| $V_{\infty}$     | $10,543 \left[ \frac{m}{s} \right]$                | $6,345 \left[ \frac{m}{s} \right]$                 |
| $\rho$           | $0,95 \left[ \frac{Kg}{m^3} \right]$               | $1,21 \left[ \frac{Kg}{m^3} \right]$               |
| $\nu$            | $1,890 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{m^2}{s} \right]$ | $1,481 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{m^2}{s} \right]$ |
| $Re$             | 529.662                                            | 428.536                                            |
| $I$              | 10,29%                                             | 13,55%                                             |

Es importante mencionar que para las velocidades a utilizar en cada zona geográfica a simular poseen números de Mach menores a 0,3 con lo cual se pueden despreciar los efectos de compresibilidad del aire y por ende todas las hipótesis de flujo incompresible son válidas para la utilización del modelo CFD.

#### **4.5. Selección de algoritmos, métodos numéricos y parámetros de convergencia**

El problema fue simulado en estado transitorio donde se acoplo la presión y la velocidad en la ecuación de cantidad de movimiento mediante el algoritmo PISO con 1 paso de predicción y 2 pasos de corrección para cada paso temporal.

El método numérico utilizado para resolver los sistemas ecuaciones lineales para los parámetros de turbulencia y para la velocidad será el método simétrico de Gauss – Seidel donde para cada paso temporal se impone una tolerancia de  $10^{-5}$ . Por otra parte, para resolver el sistema de ecuaciones lineales correspondiente al campo de presiones se utilizó el método GAMG donde se impondrá una tolerancia de  $10^{-6}$ .

Por último, para lograr asegurar estabilidad en el modelo, es decir, lograr que no se magnifiquen los errores que van surgiendo en el proceso de la solución numérica se utiliza la condición de Courant - Friedrichs - Lewys (CFL) el cual establece un valor máximo sobre el número de Courant. Si bien el esquema utilizado para la discretización temporal en todas las ecuaciones corresponde a un esquema incondicionalmente estable el acoplamiento entre estas no es totalmente implícita y por lo tanto la discretización de las ecuaciones acopladas es condicionalmente estable.

De esta manera según lo encontrado en la literatura, pruebas de estabilidad realizadas y considerando los recursos computacionales disponibles se restringe el número de Courant máximo en 0,5 para cada dirección.

$$Co = u \frac{\Delta t}{\Delta x} \leq 0,5$$

---

## 5. Verificación y validación del modelo CFD

Con la finalidad de poder realizar simulaciones exitosas y obtener resultados confiables es necesario la verificación y validación del modelo CFD. El proceso de verificación es utilizado para comprobar que los resultados obtenidos son independientes de la malla creada, es decir, ajustar los parámetros de la malla a utilizar con el fin de usar los menores recursos computacionales posibles sin tener variaciones en los resultados obtenidos. Por otra parte, la validación del modelo CFD se realiza mediante la comparación con resultados experimentales para en caso de ser necesario realizar ajustes en los esquemas de discretización, condiciones iniciales, entre otros, teniendo como resultado conseguir un modelo de CFD fiable. Tanto el proceso de verificación como el de validación serán realizados, como se mencionó en capítulos anteriores, con la utilización del perfil NREL S809 de cuerda  $c = 1[m]$ .

### 5.1. Estudio de independencia de malla

Para poder realizar el estudio de independencia de malla se realizaron simulaciones en cuatro dominios computacionales con diferentes tamaños donde se hicieron variaciones en el factor de amplificación “ $Fa$ ”, manteniendo constante el ratio celda a celda mencionado en el capítulo anterior. Las 4 mallas se pueden observar sobrepuestas en la figura 5-1 mientras que en la tabla 5-1 se especifican las localizaciones de límites del dominio computacional de cada una.

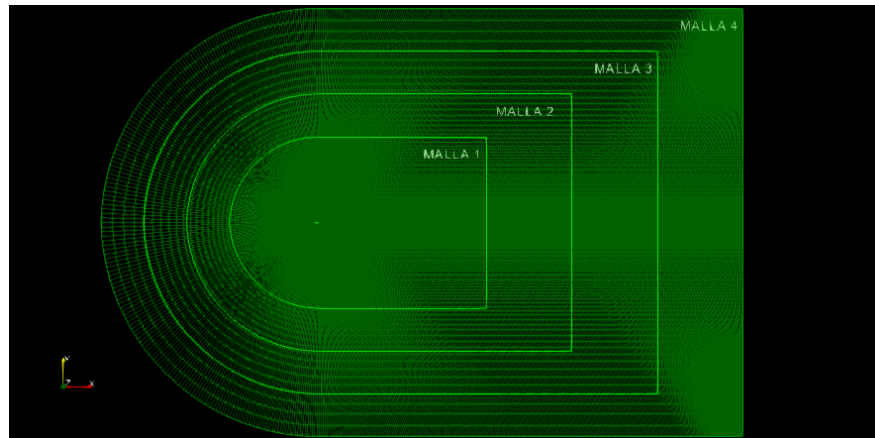


Figura 5-1: Mallas computacionales sobrepuestas.

Tabla 5-1: Dominios computacionales de las 4 mallas a estudiar.

|         | Factor de<br>amplificación " $Fa$ " | Distancia Inlet al<br>borde de ataque y<br>borde de Fuga [m] | Distancia Outlet al<br>borde de fuga [m] |
|---------|-------------------------------------|--------------------------------------------------------------|------------------------------------------|
| Malla 1 | 10                                  | 20                                                           | 40                                       |
| Malla 2 | 15                                  | 30                                                           | 60                                       |
| Malla 3 | 20                                  | 40                                                           | 80                                       |
| Malla 4 | 25                                  | 50                                                           | 100                                      |

Las simulaciones realizadas para cada una de estas mallas fueron hechas para  $Re = 2 \cdot 10^6$  y un ángulo de ataque de  $9,22^\circ$ , ángulo donde se evidencia un inicio del desprendimiento de la capa límite [35], el tiempo de simulación fue fijado de tal manera de asegurar que el flujo de aire recorra cada malla computacional al menos 3 veces, esto fue realizado mediante el cálculo del tiempo de advección característico y considerando los recursos computacionales disponibles en el tiempo del desarrollo de este estudio. Las variaciones de los coeficientes de arrastre y sustentación fueron comparadas para cada una

de las mallas estudiadas teniendo la malla de mayor dominio computacional como referencia con la finalidad de poder establecer el dimensionamiento del mallado óptimo. Los resultados de este estudio se presentan en la tabla 5-2.

Tabla 5-2: Estudio de independencia de malla computacional.

|         | $C_l$     |            | $C_d$     |            |
|---------|-----------|------------|-----------|------------|
|         | Calculado | $\Delta\%$ | Calculado | $\Delta\%$ |
| Malla 1 | 1,1087    | 0,371      | 0,02654   | 1,125      |
| Malla 2 | 1,1095    | 0,297      | 0,02662   | 0,792      |
| Malla 3 | 1,1113    | 0,136      | 0,02672   | 0,451      |
| Malla 4 | 1,1128    | -          | 0,02684   | -          |

A partir de los resultados mostrados en la tabla 5-2 se puede observar que para un factor de amplificación  $Fa = 15$ , correspondiente a la malla 2, se empieza a tener una diferencia porcentual para el coeficiente de sustentación y de arrastre menor al 1,0% , entonces se puede asegurar que a partir de una distancia del inlet hacia el borde de ataque y fuga de 30 veces la cuerda y una distancia del outlet hacia el borde de fuga de 60 veces la cuerda se posee una independencia de malla satisfactoria y por ende no es necesario la utilización de dominios computacionales mayores.

## 5.2. Estudio de independencia de refinamiento

Para realizar la independencia de refinamiento de la malla computacional se hicieron simulaciones de 3 mallas con distintos números de celdas manteniendo constante el ratio celda a celda mencionado en el capítulo anterior. A partir de una primera malla original con

las características explicadas en el capítulo 5 se generan 2 mallas más una con la mitad del número de celdas y otra con el doble del número de celdas como se muestra en la tabla 5-3.

Tabla 5-3: Mallas computacionales con distintos refinamientos.

|                | Numero de celdas |
|----------------|------------------|
| Malla gruesa   | 69.856           |
| Malla original | 139.120          |
| Malla refinada | 278.240          |

Al igual que para el caso anterior las simulaciones se realizarán para  $Re = 2 \cdot 10^6$  y un ángulo de ataque de  $9,22^\circ$ . Las variaciones de los coeficientes de sustentación y arrastre serán comparadas con la malla anterior a medida que se vayan aumentando el número de celdas, además se considerara de igual manera el tiempo de simulación de cada mallado, esto con la finalidad de poder determinar el refinamiento del mallado computacional óptimo. Los resultados de este estudio se muestran en la tabla 5-4.

Tabla 5-4: Estudio de independencia de refinamiento.

|                | $C_l$     |            | $C_d$     |            | Tiempo de simulación aproximado en días |
|----------------|-----------|------------|-----------|------------|-----------------------------------------|
|                | Calculado | $\Delta\%$ | Calculado | $\Delta\%$ |                                         |
| Malla gruesa   | 1,1060    | -          | 0,02810   | -          | 1,5                                     |
| Malla original | 1,1095    | 0,315      | 0,02604   | 7,315      | 3,0                                     |
| Malla refinada | 1,1085    | 0,087      | 0,02542   | 2,394      | 28                                      |

A partir de los resultados mostrados de la tabla 5-4 se puede determinar que para el coeficiente de sustentación existe una diferencia porcentual menor al 1,0% a partir de una malla con una cantidad de celdas de 69.856, sin embargo, al comparar el coeficiente de arrastre se nota una diferencia porcentual mayor al 5,0% desde la malla original a la malla gruesa, al mismo tiempo al comparar este parámetro con la malla refinada se ve que esta vez existe solo una diferencia porcentual del 2,394%, es decir, al refinar la malla original las variaciones del coeficiente de sustentación serán menores al 0,1% mientras que el coeficiente de arrastre poseerá diferencias porcentuales menores al 3,0% pero con un costo de tiempo de simulación aproximado de 9 veces respecto a la malla original. De esta manera teniendo un criterio de aceptación del 5,0% y considerando el tiempo que toma la simulación como una variable crítica se determina que la malla original posee una independencia de refinamiento satisfactoria y por ende no se requiere un mayor refinamiento ni número de celdas.

### 5.3. Influencia de tiempo de simulación

Para poder determinar el tiempo de simulación necesario para la obtención de los coeficientes de fuerza se realiza un promedio de ensamble en distintos intervalos de tiempo a partir del primer segundo de simulación. Este estudio se realizó para  $Re = 2 \cdot 10^6$  y  $Re = 5 \cdot 10^5$  con ángulos de ataque mucho mayores al ángulo crítico donde la separación de la capa límite ya ocurrió, específicamente  $\alpha = 15,250^\circ$  para el número de Reynolds mayor y  $\alpha = 17,00^\circ$  para el número de Reynolds menor.

La elección de estos ángulos es debido a que una vez que la capa límite se desprende los coeficientes de fuerza pueden poseer mayores periodos de oscilación debido a la posible recirculación que existirá en la zona de los extradós, entonces es que requerirá un mayor tiempo de simulación, ya que, el promedio de ensamble requerirá una mayor ventana temporal para la que obtención de los coeficientes de fuerza sea representativa.

## Verificación y validación del modelo CFD

Las variaciones de los coeficientes de sustentación y arrastre serán comparadas con el intervalo anterior, los resultados de este estudio se ven reflejados en las tablas 5-5 para  $Re = 2 \cdot 10^6$  y tabla 5-6 para  $Re = 5 \cdot 10^5$ .

Tabla 5-5: Promedios de ensamble en función de tiempo para distintos intervalos para un ángulo de ataque de  $15,250^\circ$  y un  $Re = 2 \cdot 10^6$

| Intervalo de tiempo utilizado para el promedio de ensamble [s] | $C_l$     |            | $C_d$     |            |
|----------------------------------------------------------------|-----------|------------|-----------|------------|
|                                                                | Calculado | $\Delta\%$ | Calculado | $\Delta\%$ |
| 1,00 - 1,25                                                    | 1,177     | -          | 0,146     | -          |
| 1,00 - 1,50                                                    | 1,198     | 1,832      | 0,137     | 6,956      |
| 1,00 - 1,75                                                    | 1,206     | 0,666      | 0,131     | 4,278      |
| 1,00 - 2,00                                                    | 1,205     | 0,088      | 0,133     | 1,361      |

Tabla 5-6: Promedios de ensamble en función de tiempo para distintos intervalos para un ángulo de ataque de  $17,00^\circ$  y un  $Re = 5 \cdot 10^5$

| Intervalo de tiempo utilizado para el promedio de ensamble [s] | $C_l$     |            | $C_d$     |            |
|----------------------------------------------------------------|-----------|------------|-----------|------------|
|                                                                | Calculado | $\Delta\%$ | Calculado | $\Delta\%$ |
| 1,00 - 1,25                                                    | 1,235     | -          | 0,277     | -          |
| 1,00 - 1,50                                                    | 1,199     | 2,888      | 0,266     | 3,963      |

## Verificación y validación del modelo CFD

---

|             |       |       |       |       |
|-------------|-------|-------|-------|-------|
| 1,00 - 1,75 | 1,177 | 1,886 | 0,259 | 2,791 |
| 1,00 - 2,00 | 1,170 | 0,562 | 0,254 | 1,922 |

A partir de la tabla 5-5 se puede apreciar que para un tiempo de simulación de 1,75[s] el coeficiente de sustentación ya posee una diferencia porcentual menor al 1%, sin embargo para el coeficiente de arrastre este recién posee una variación pequeña , menor al 2%, para tiempos de simulación de 2[s], es por esto que se decide que para  $Re = 2 \cdot 10^6$  un tiempo de simulación de 2[s] es necesario para lograr mínimas variaciones de los coeficientes de fuerza y por ende se determina que la ventana temporal de 1[s] es la necesaria para la obtención de los coeficientes de fuerza bajo estas condiciones de operación.

Mediante la tabla 5-6 se puede apreciar, al igual que en el caso anterior, para un tiempo de simulación de 2[s] el coeficiente de sustentación ya posee una diferencia porcentual menor al 1% y el coeficiente de arrastre una diferencia porcentual menor al 2% , es por esto que se decide que para  $Re = 5 \cdot 10^5$  un tiempo de simulación de 2[s] es necesario para lograr mínimas variaciones de los coeficientes de fuerza y por lo tanto al igual que en el caso anterior se determinar que la ventana temporal de 1[s] es necesaria para la obtención de los coeficientes de fuerza.

Cabe destacar que para esta ventana temporales al igual que los coeficientes de fuerza se estudiaron los promedios de ensamble para los campos de velocidad y presión promedios observando su variación casi nula en el tiempo reafirmando así la correcta selección de la ventana temporal de 1 [s].

## 5.4.Resultados de validación

Para poseer resultados confiables que sean una buena representación de la realidad es necesario validar el modelo de CFD para dos números de Reynolds, sabiendo que las

simulaciones a realizar con las condiciones de viento de Chile poseerán un Reynolds entre estos dos valores y sus vecindades cercanas.

### 5.4.1. Validación para $Re = 2 \cdot 10^6$

El perfil alar NREL S809 fue simulado para 6 ángulos de ataque distintos donde se tuvo especial cuidado en mantener el número de Reynolds en  $2 \cdot 10^6$  con propiedades del fluidos a condiciones estándar (20°C y 1 atm) , los resultados de esta simulación fueron comparados con los resultados numéricos obtenidos mediante el software SU2 con el uso del modelo de turbulencia Spalart - Allmaras proporcionado por instituto de Aeronáutica y espacio de Brasil [41] y los resultados experimentales en el túnel de viento realizados por Sommers [35]. Para las simulaciones realizadas se mantuvo la misma relación geométrica entre el ancho y la cuerda del perfil alar existente en el experimento de Sommers y se utilizó la intensidad de turbulencia máxima medida en túnel de viento del experimento cuyo valor es del 0,04% [35] tanto para el modelo de turbulencia de Spalart – Allmaras como para el modelo  $k - \omega SST$ .

Los resultados obtenidos para la evolución de los coeficientes de sustentación y arrastre en función del ángulo de ataque se ilustran de manera gráfica en las figuras 5-4 y 5-5 respectivamente.

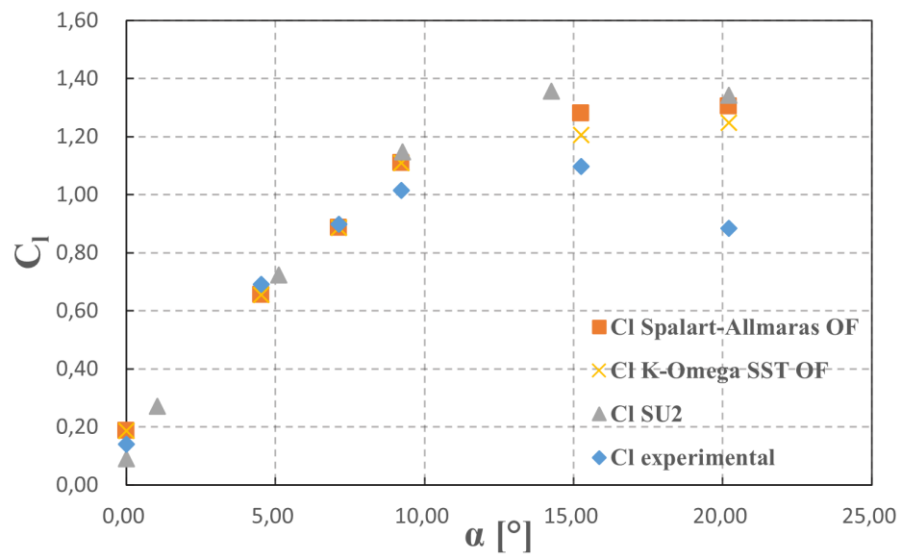


Figura 5-2: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para  $Re = 2 \cdot 10^6$

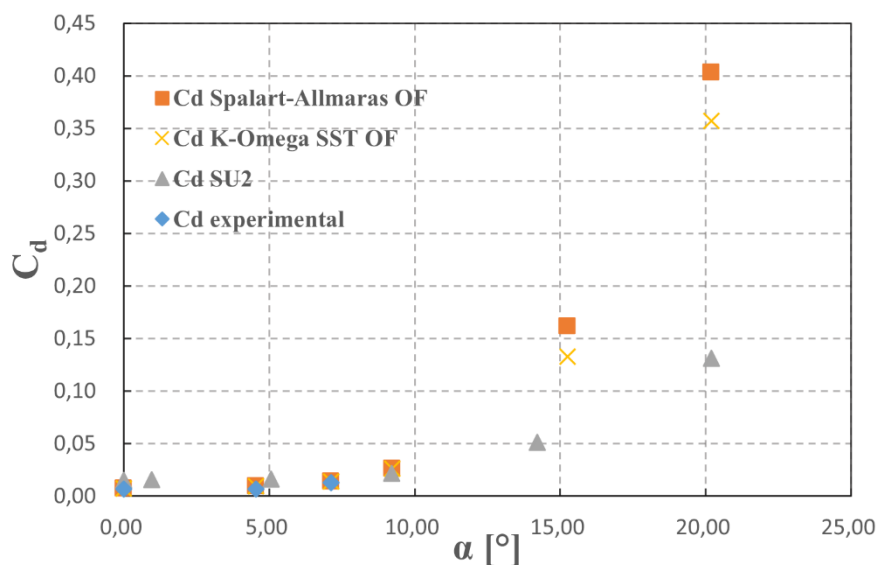


Figura 5-3: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para  $Re = 2 \cdot 10^6$

A partir de las figuras 5-2 y 5-3 se puede apreciar como ambos modelos de turbulencia utilizados presentan resultados en concordancia con los valores experimentales para

ángulos de hasta  $9,22^\circ$ , ángulo donde inicia el desprendimiento de la capa límite según lo comprobado en el experimento de Sommers [35]. A partir de la figuras 5-4:

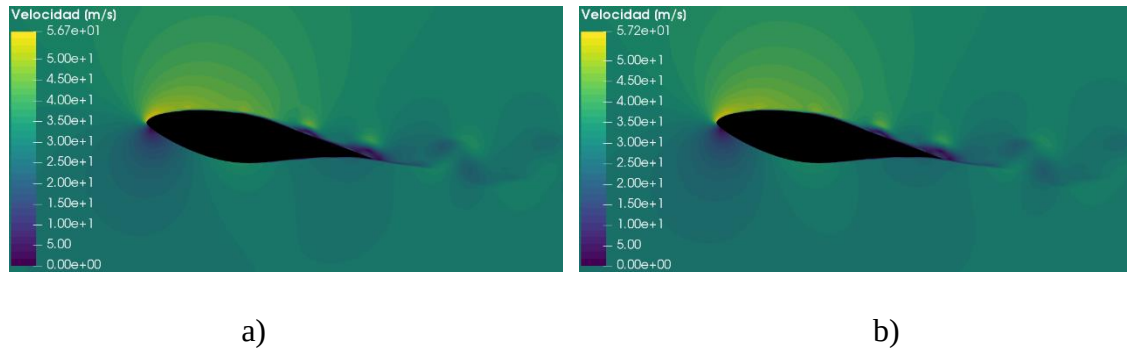


Figura 5-4: Contornos de velocidad promedio al tiempo  $t=2[s]$  de un perfil NREL S809 con  $\alpha = 9,22^\circ$  y  $Re = 2 \cdot 10^6$  mediante modelo a) Spalart – Allmaras, b)  $k - \omega$  SST.

Se puede observar cómo ambos modelos captan el inicio de la separación de la capa límite en la zona cercana al borde de fuga sobre los extradós del perfil donde existen zonas con velocidades medias muy pequeñas lo cual podría significar una pequeña zona de recirculación lo cual concuerda con lo observado por Sommers en su experimento.

A medida que el ángulo de ataque vaya aumentando a partir de los  $9,22^\circ$  el inicio de la separación de la capa límite se acercará cada vez más al borde de ataque y por lo tanto el efecto stall estará ya presente. Mediante la figura 5-5 se puede apreciar una concordancia con el fenómeno descrito donde para un ángulo de  $15,25^\circ$  la separación de la capa límite se inicia cerca al borde de ataque teniendo como consecuencia una mayor zona de bajas velocidades medias sobre los extradós y notando que se genera un desprendimiento de estructuras representadas por pequeñas zonas de baja velocidad media que corresponderían a vórtices alternados y por lo tanto a la generación de una calle de Von Karman.

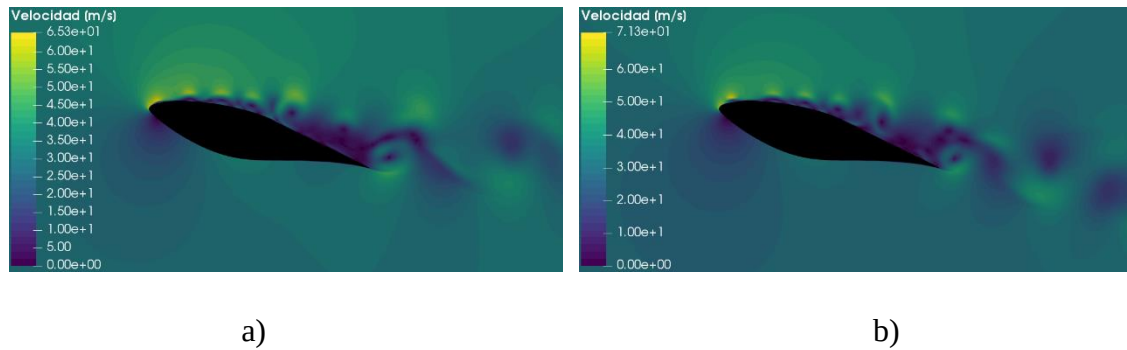


Figura 5-5: Contornos de velocidad promedio al tiempo  $t=2[s]$  de un perfil NREL S809 con  $\alpha = 9,22^\circ$  y  $Re = 2 \cdot 10^6$  modelo a) Spalart – Allmaras, b)  $k - \omega SST$ .

La presencia del efecto stall mediante los modelos numéricos se ve reflejado sobre los coeficientes de fuerza en las figuras 5-2 y 5-3 en una disminución significativa en la tasa de cambio para el coeficiente de sustentación, mientras que en el coeficiente de arrastre ocurre lo contrario teniendo un aumento de forma exponencial en su tasa de cambio en función del ángulo de ataque. Estas variaciones en las tasas de cambio de los coeficientes de fuerza son mucho menores a la obtenidas por Sommers experimentalmente principalmente para el coeficiente de sustentación, es decir, los modelos numéricos poseen problemas al dimensionar la pérdida de sustentación debido al efecto stall. A pesar de esto se obtiene que el modelo de turbulencia  $k - \omega SST$  tiene un mejor comportamiento sobre el efecto stall donde incluso para un ángulo de  $15,245^\circ$  posee una diferencia porcentual con los resultados experimentales de 9,785% lo cual se diferencia del modelo de turbulencia Spalart – Allmaras el cual para este ángulo ya posee una diferencia porcentual mayor al 15%.

De esta manera el proceso de validación del modelo CFD utilizado en OpenFOAM 7 para  $Re = 2 \cdot 10^6$  demuestra una gran concordancia entre los resultados numéricos y experimentales para ángulos inferiores al ángulo crítico donde inicia el desprendimiento de la capa límite independiente del uso de cualquiera de los dos modelos de turbulencia presentados y particularmente se posee un mejor dimensionamiento del efecto stall por parte del modelo de turbulencia  $k - \omega SST$ , en específico se tiene un rango de hasta

6,0° más en el ángulo de ataque desde la aparición de este efecto stall donde el modelo de turbulencia  $k - \omega SST$  sigue teniendo un buen comportamiento.

#### 5.4.2. Validación para $Re = 5 \cdot 10^5$

El perfil alar NREL S809 fue simulado para 5 ángulos de ataque distintos donde se mantuvo el número de Reynolds en  $5 \cdot 10^5$ , los resultados numéricos obtenidos para los dos modelos de turbulencia utilizados fueron comparados con los resultados experimentales obtenidos en el túnel de viento de la Universidad Estatal de Colorado [42]. Al igual que en el caso anterior, se mantuvo la misma relación geométrica entre el ancho y la cuerda del perfil alar existente en el experimento del túnel de viento de la Universidad Estatal de Colorado y se utilizó la intensidad de turbulencia del 1,0% [42], correspondiente a la intensidad turbulenta medida en el túnel de viento del experimento.

Los resultados obtenidos para la evolución de los coeficientes de sustentación y arrastre en función del ángulo de ataque se ilustran de manera gráfica en las figuras 5-6 y 5-7 respectivamente.

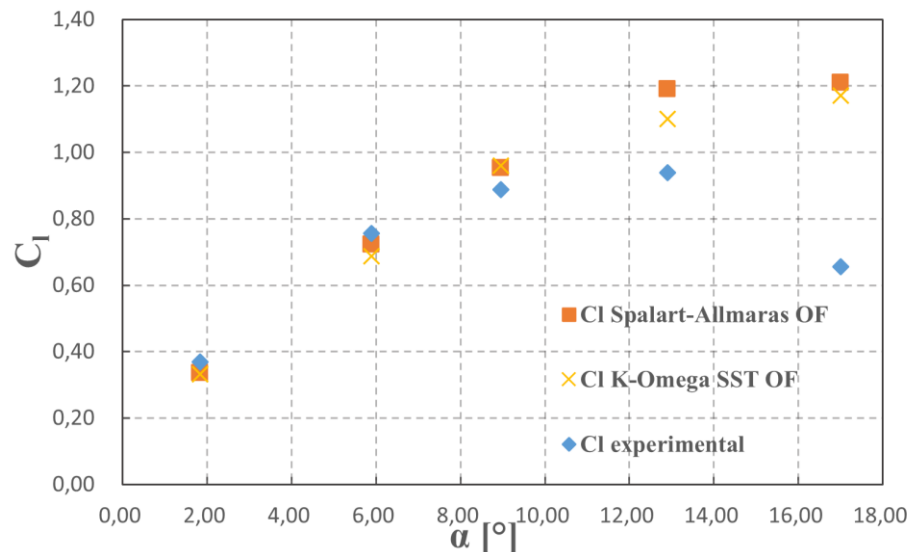


Figura 5-6: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para  $Re = 5 \cdot 10^5$ .

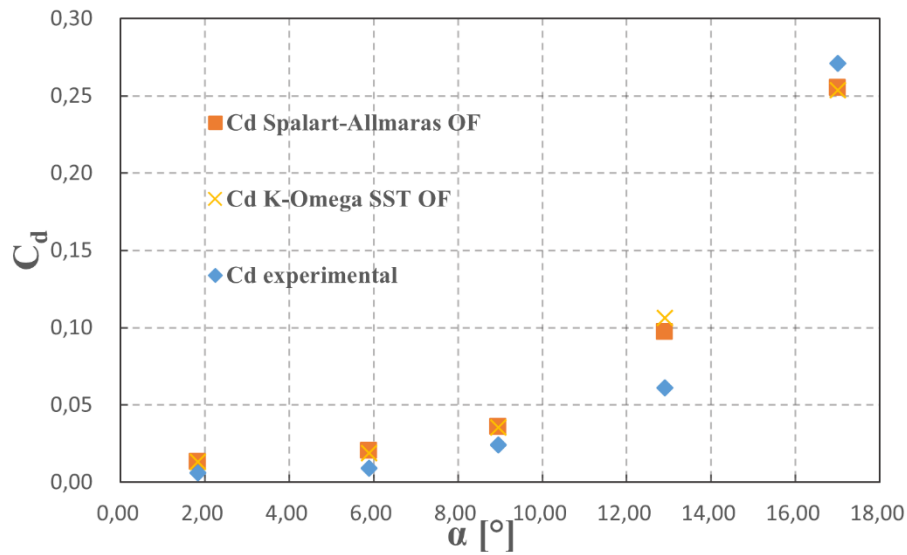


Figura 5-7: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para  $Re = 5 \cdot 10^5$ .

A partir de las figura 5-6 y 5-7 se puede apreciar como ambos modelos de turbulencia utilizados presentan resultados semejantes con los valores experimentales para ángulos de hasta  $8,95^\circ$ , ángulo donde se inicia el desprendimiento de la capa límite según los datos experimentales. Mediante la figura 5-8:

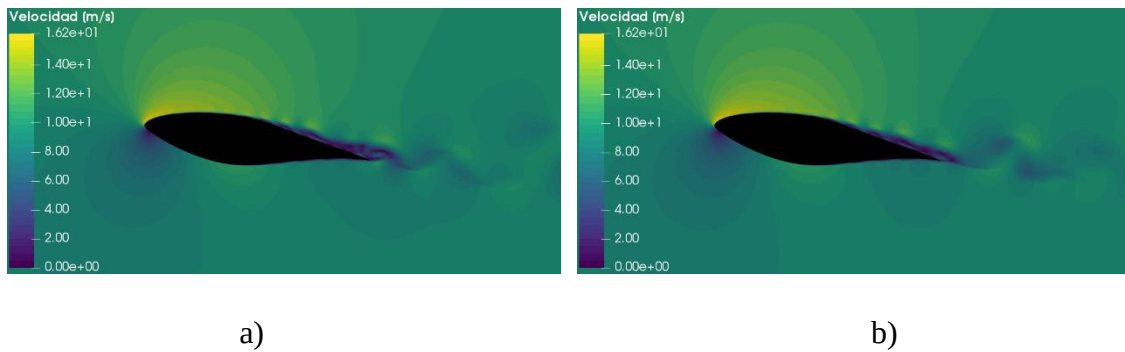


Figura 5-8: Contornos de velocidad promedio al tiempo  $t=2[s]$  de un perfil NREL S809 con  $\alpha = 8,95^\circ$  y  $Re = 5 \cdot 10^5$  modelo a) Spalart – Allmaras, b)  $k-\omega$  SST.

Se puede observar cómo al igual que en la sección anterior ambos modelos captan el inicio de la separación de la capa límite en la zona cercana al borde de fuga sobre los

extradós del perfil, teniendo zonas con velocidades medias muy pequeñas lo cual podría significar zonas de recirculación lo cual concuerda con lo observado experimentalmente.

A medida que el ángulo de ataque vaya aumentado a partir de los  $8,95^\circ$  el inicio de la separación de la capa límite se acercará cada vez más al borde de ataque y por lo tanto el efecto stall se presentara.

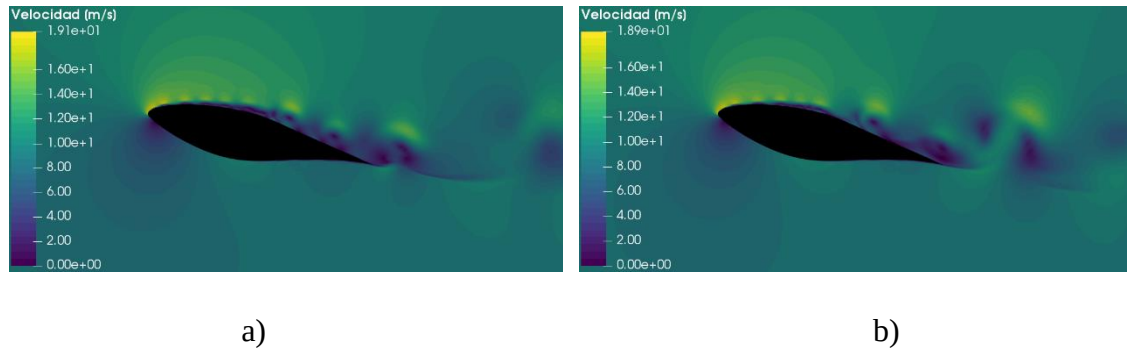


Figura 5-9: Contornos de velocidad promedio al tiempo  $t=2[s]$  de un perfil NREL S809 con  $\alpha = 12,90^\circ$  y  $Re = 5 \cdot 10^5$  modelo a) Spalart – Allmaras, b)  $k - \omega SST$ .

Mediante la figura 5-9 se puede apreciar una concordancia con lo descrito en el párrafo anterior donde para un ángulo de  $12,90^\circ$  la separación de la capa límite se inicia más cerca al borde de ataque teniendo como resultados zonas de velocidades medias pequeñas sobre los extradós y por lo tanto se podría interpretar como posibles zonas de recirculación y notando nuevamente una calle de Von Karman aguas abajo al perfil como en el caso de validación anterior.

La presencia del efecto stall mediante los modelos numéricos se ve reflejado sobre los coeficientes de fuerza en las figuras 5-6 y 5-7 una vez más en una disminución significativa en la tasa de cambio para el coeficiente de sustentación y un aumento de forma exponencial para el coeficiente de arrastre. Se tiene como en el caso anterior que los modelos numéricos poseen dificultades para dimensionar el efecto stall debido a que subdimensionan la pérdida de sustentación debido al desprendimiento de la capa límite. Sin embargo, se puede observar que nuevamente el modelo de turbulencia  $k - \omega SST$  dimensiona de mejor manera el efecto stall ocurrido donde para un ángulo de  $12,90^\circ$  posee una diferencia

porcentual con los resultados experimentales menor al 15% lo cual se diferencia del modelo de turbulencia Spalart – Allmaras el cual para este ángulo ya posee una diferencia porcentual cercana al 27%.

De esta manera el proceso de validación del modelo CFD utilizado en OpenFOAM 7 para  $Re = 5 \cdot 10^5$  demuestra una vez gran semejanza entre los resultados numéricos y experimentales para ángulos inferiores al ángulo crítico donde inicia el desprendimiento de la capa límite independiente del uso de cualquiera de los dos modelos de turbulencia presentados y particularmente se posee un mejor dimensionamiento del efecto stall por parte del modelo de turbulencia  $k - \omega SST$  en ángulos cercanos al ángulo crítico.

Según lo explicado anteriormente es posible afirmar que el modelo de CFD generado será válido para números de Reynolds entre  $5 \cdot 10^5$  y  $2 \cdot 10^6$  considerando también las vecindades cercanas a estos extremos.

A partir resultados obtenidos en el proceso de validación y teniendo en consideración que el modelo  $k - \omega SST$  posee un mejor dimensionamiento en vecindades cercanas al ángulo donde el efecto stall se empieza a presentar es que se decide utilizar este modelo para las simulaciones de los perfiles a someter en las distintas condiciones geográficas y por ende a partir de ahora todos los resultados presentados se asumen realizados con este modelo de turbulencia.

---

## 6. Resultados

En esta sección se presentan los resultados obtenidos de las simulaciones para los perfiles alares en estudio donde para cada condición de viento se simularon 5 ángulos de ataque para cada perfil desde los  $2,0^\circ$  hasta los  $16,0^\circ$ . En primer lugar, se muestran las variaciones de los coeficientes de fuerza en función del ángulo de ataque, posteriormente se realiza un análisis para estimar el ángulo crítico donde se comienza a separar la capa límite y por lo tanto se presentará el efecto stall y finalmente se comparan los rendimientos aerodinámicos de los perfiles. Los campos medios de presión estática mostrados corresponden al promedio en una ventana temporal de 1[s] desde  $t = 1[s]$  hasta  $t = 2[s]$  (misma ventana temporal utilizada para obtener los coeficientes de fuerza):

$$\bar{P} = \int_1^2 P \partial t \quad (6.1)$$

Por otro lado, para el correcto análisis del desprendimiento de la capa límite sobre los perfiles alares los contornos del campos medios de velocidad mostrados corresponden a los campos promedio al tiempo  $t = 2[s]$  con una ventana temporal  $\Delta t \sim 10^{-5}$  correspondiente al último paso temporal.

$$\bar{V} = \frac{1}{\Delta t} \int_{2-\Delta t}^2 V \partial t \quad (6.2)$$

### 7.2. Condiciones de viento del Parque Eólico Taltal

A partir de las condiciones de vientos del Parque Eólico Taltal se obtienen la evolución de los coeficientes de fuerza mostrados en las figuras 6-1 y 6-2.

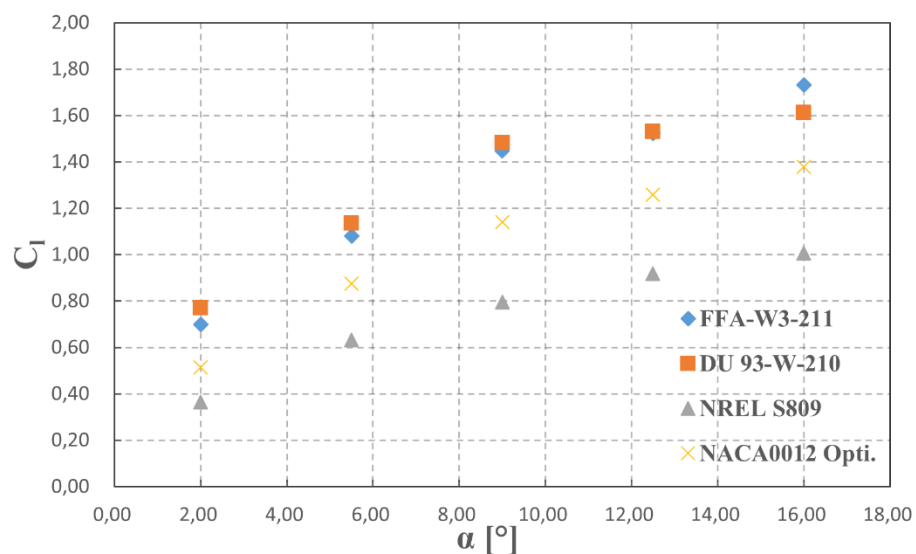


Figura 6-1: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal.

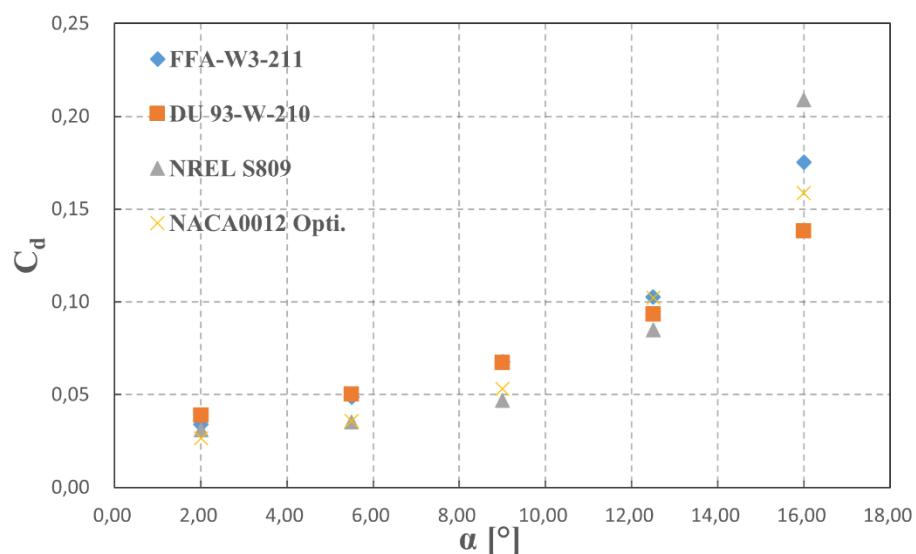


Figura 6-2: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal.

Mediante la figura 6-1 se puede notar un comportamiento semejante para los perfiles alares teniendo una tendencia casi lineal para sus coeficientes de sustentación a medida que

aumenta el ángulo de ataque en el intervalo  $[2,0^\circ; 9,0^\circ]$ , sin embargo, entre los  $9,0^\circ$  y los  $12,5^\circ$  se puede notar como la tasa de cambio decae de gran manera para estos perfiles. De los perfiles simulados se puede observar como el perfil NREL S809 es el perfil con menor coeficiente de sustentación para todo ángulo y el único donde esta notoria tasa de cambio se puede percatar en el intervalo entre  $[5,5^\circ; 9,0^\circ]$ , mientras que los perfiles DU 93-W-210 y FFA-W3-211 son los perfiles con coeficientes de sustentación mayores teniendo el perfil DU 93-W-210 valores levemente mayores al FFA-W3-211 superándolo por no más de un 10% para cada ángulo del intervalo entre  $[2,0^\circ; 12,5^\circ]$ .

En la figura 6-2 se puede observar como el coeficiente de arrastre aumenta con el incremento del ángulo de ataque para los 4 perfiles alares y particularmente desde los  $9,0^\circ$  en adelante se observa un aumento significativo en la tasa de cambio. Se puede notar como a partir de los  $9,0^\circ$  el perfil NREL S809 es el que posee la mayor tasa de cambio en su coeficiente de arrastre a medida que se aumenta el ángulo de ataque, sin embargo, para ángulos menores a los  $9,0^\circ$  es este perfil junto al NACA0012 Optimizado los que poseen los menores coeficientes de arrastre. Por otra parte, a pesar de que el perfil DU 93-W-210 es el que posee los coeficientes de arrastre mayores para ángulos menores a los  $9,0^\circ$  es el que posee las menores tasas de cambio y coeficiente de arrastre una vez pasado este ángulo.

Según lo mostrados en las figuras 6-1 y 6-2 se puede notar que cuando  $\alpha = 9,0^\circ$  existe un notorio cambio en las pendientes de las curvas que siguen los coeficientes de fuerza, debido a esto se muestran los campos medios de presión estática para los ángulos de  $5,5^\circ; 9,0^\circ$  y  $12,5^\circ$  con el fin de mostrar la influencia del ángulo de ataque sobre estos.

## Resultados

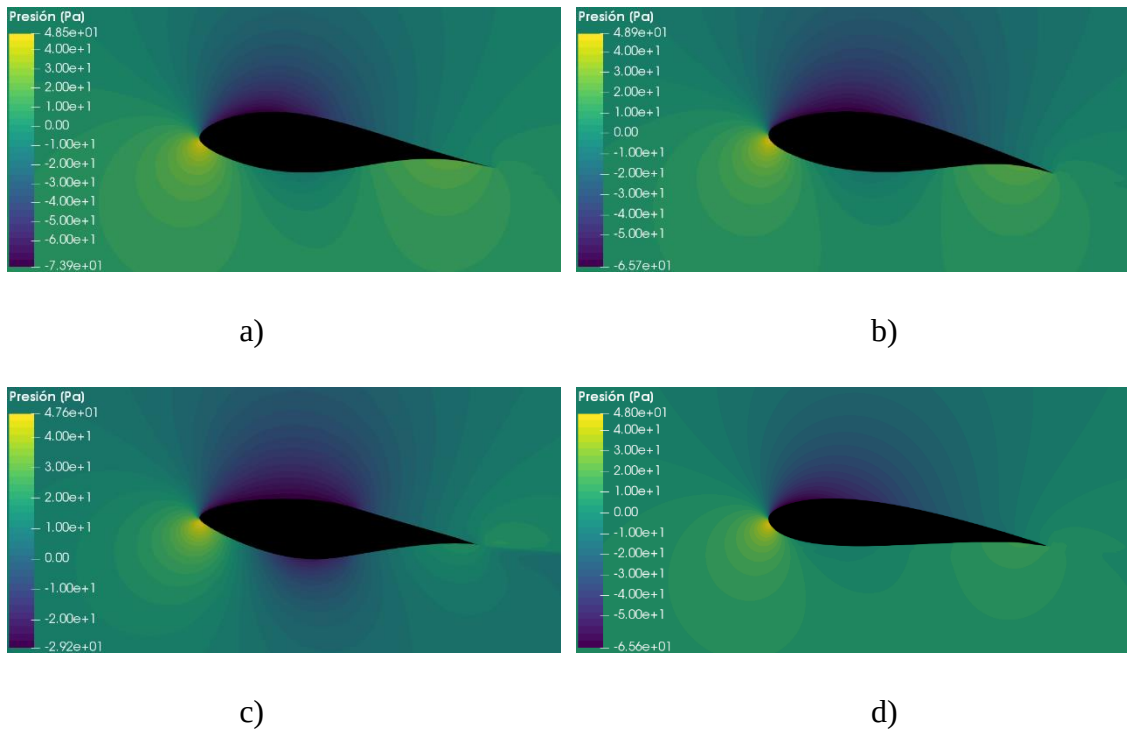


Figura 6-3: Contornos de presión estática promedio con  $\alpha = 5,5^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

## Resultados

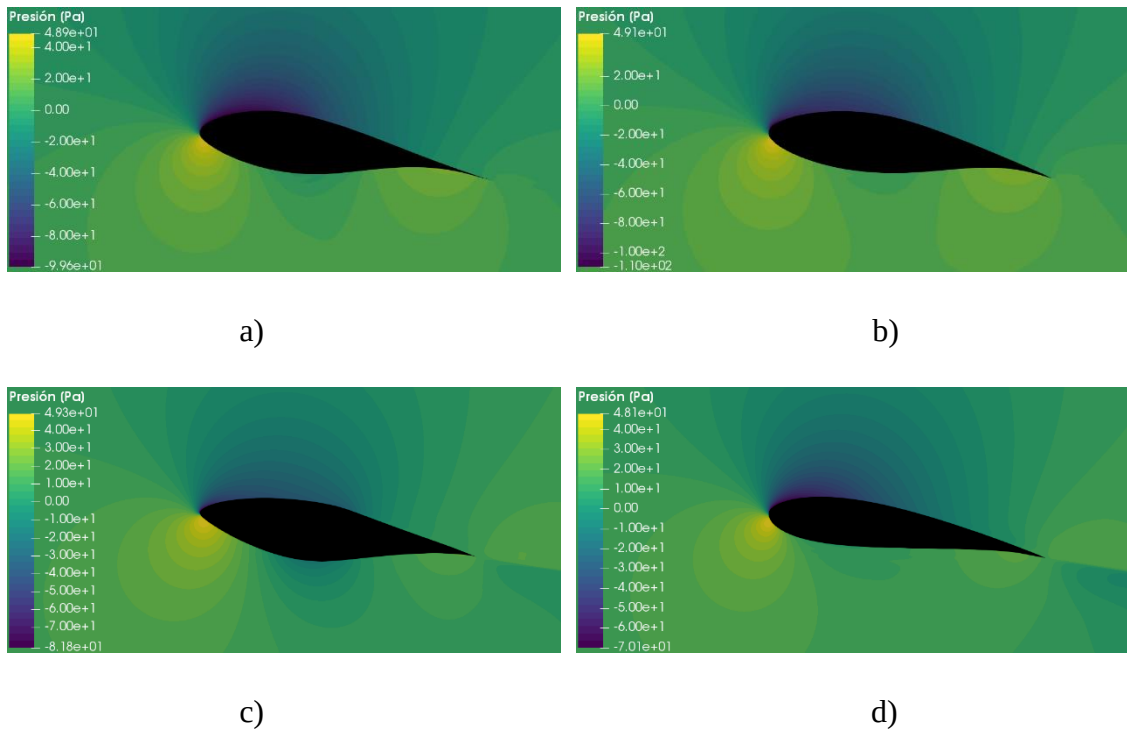


Figura 6-4: Contornos de presión estática promedio con  $\alpha = 9,0^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

## Resultados

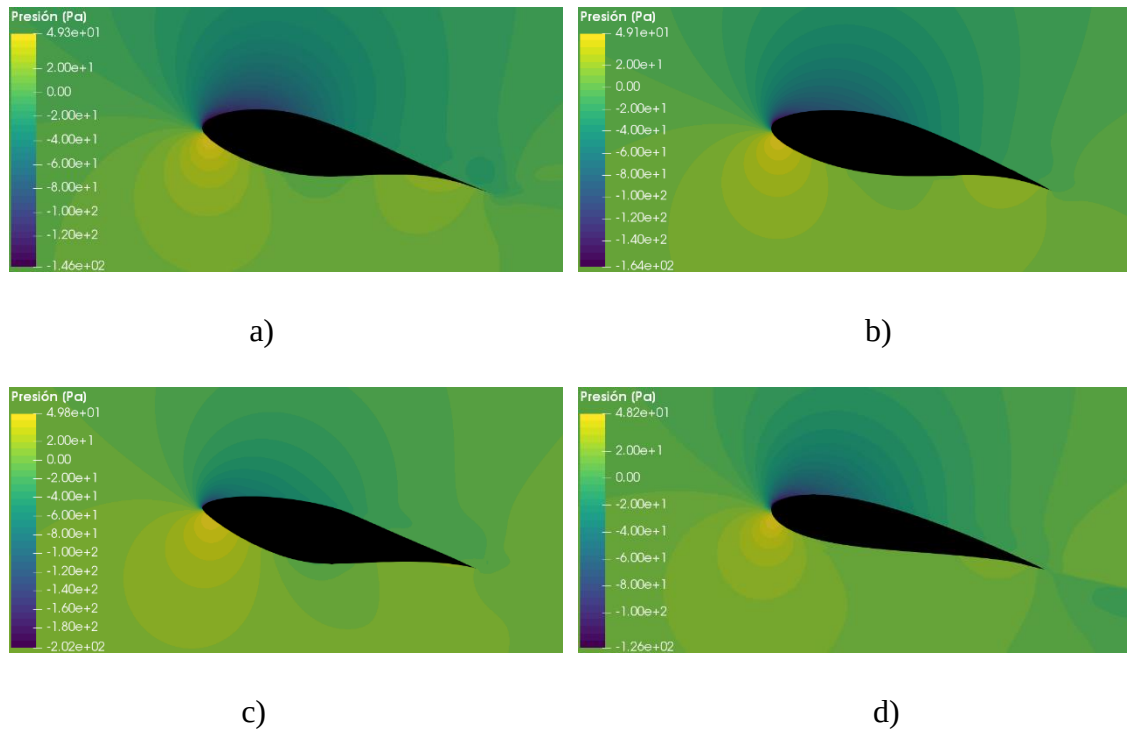


Figura 6-5: Contornos de presión estática promedio con  $\alpha = 12,5^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

Según de las figuras 6-3, 6-4 y 6-5 se puede notar como a medida que aumenta el ángulo de ataque existe una variación de la presión estática promedio en la zona de los intradós y extradós de los perfiles siendo la presión estática media sobre los intradós mucho mayor a la de los extradós. Además, se puede apreciar desde los  $9,0^\circ$  a los  $12,5^\circ$  como la zona de menor presión estática media ubicada sobre los extradós se desplaza hacia el borde de ataque generando una estratificación más notoria cercana al borde de fuga, esto representa claramente un mayor gradiente de presión adverso a la dirección relativa del flujo e indicando que en este intervalo se podría estar generando el desprendimiento de la capa límite y por ende la presencia del efecto stall.

Para analizar el desprendimiento de la capa límite sobre los perfiles se muestran primeramente los campos medios de velocidad para  $\alpha = 9,0^\circ$  :

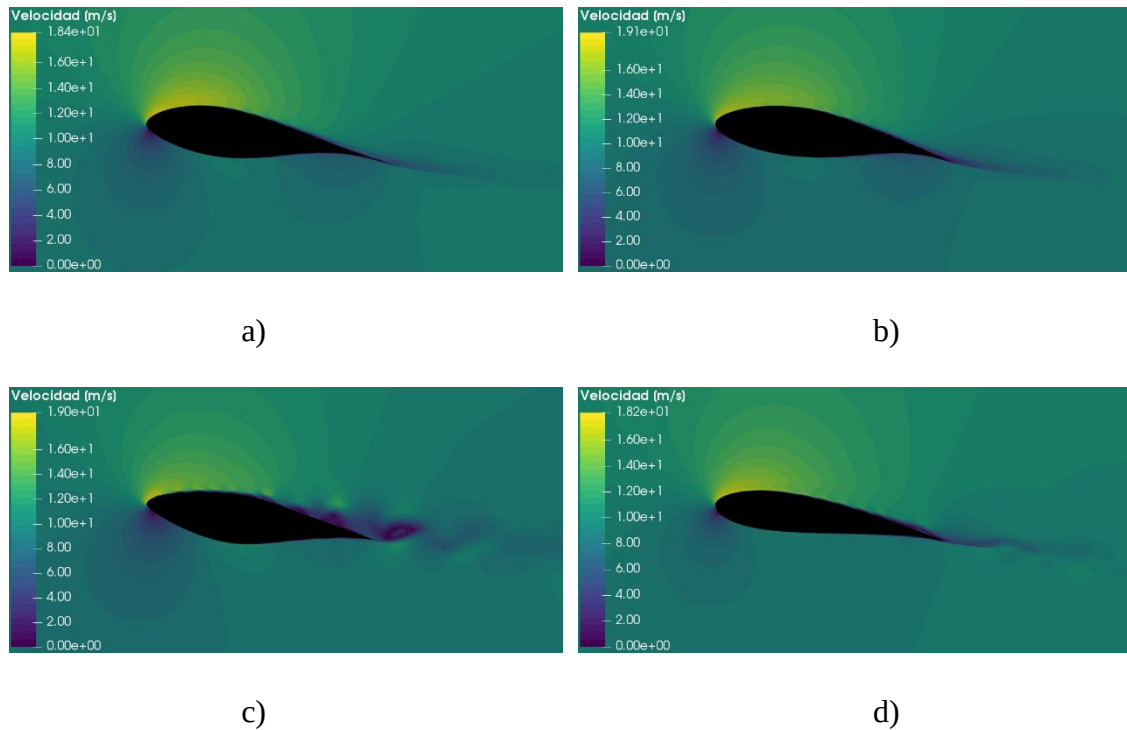


Figura 6-6: Contornos de velocidad promedio con  $\alpha = 9,0^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

Se observa que la capa límite sobre perfiles FFA-W3-211 y DU 93-W-210 no presenta desprendimiento notando además una estela aguas abajo fina y delgada, caso contrario del perfil NREL S809 donde se nota un desprendimiento más notorio de la capa límite presentando en su estela pequeñas estructuras correspondiente a vórtices alternados. Por otro lado, del perfil NACA0012 Optimizado se puede notar una pequeña zona cercana al borde de fuga con velocidades medias pequeñas que podría significar una zona de recirculación de flujo y entonces se puede deducir que la capa límite se está comenzando a despegar.

Debido al notorio desprendimiento de la capa límite presentado para el perfil NREL S809 se muestran las líneas de corriente para ángulos de  $5,5^\circ$  y  $9,0^\circ$  con el fin de observar las trayectorias que siguen las partículas de fluido para estos 2 ángulos.

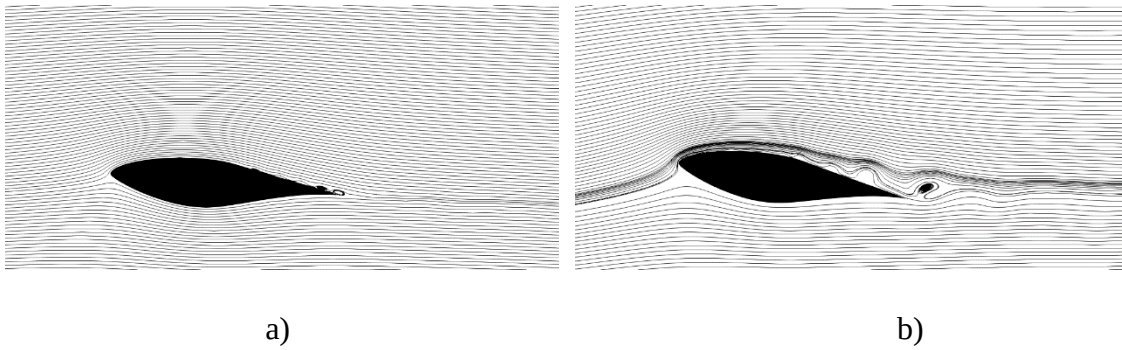


Figura 6-7: Líneas de corriente para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ .

Se puede notar mediante la figura 6-7 para un ángulo de ataque de  $5,5^\circ$  como ya existen recirculaciones cercanas al borde de fuga y por ende se puede inferir que el desprendimiento de la capa límite podría empezar cercano a este ángulo, mientras que para un ángulo de  $9,0^\circ$  se nota claramente lo antes mencionado donde existen desprendimiento de vórtices aguas abajo del perfil y donde el desprendimiento de la capa límite ya ocurre a una distancia aproximada de  $\frac{c}{3}$  desde el borde de fuga. De esta manera se puede afirmar que para el perfil NREL S809 bajo las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal posee un ángulo crítico  $\alpha_{crit} \in [5,5^\circ; 9,0^\circ]$ .

Para los 3 perfiles restantes se analiza el comportamiento del campo medio de velocidad para un ángulo de ataque de  $12,5^\circ$ :

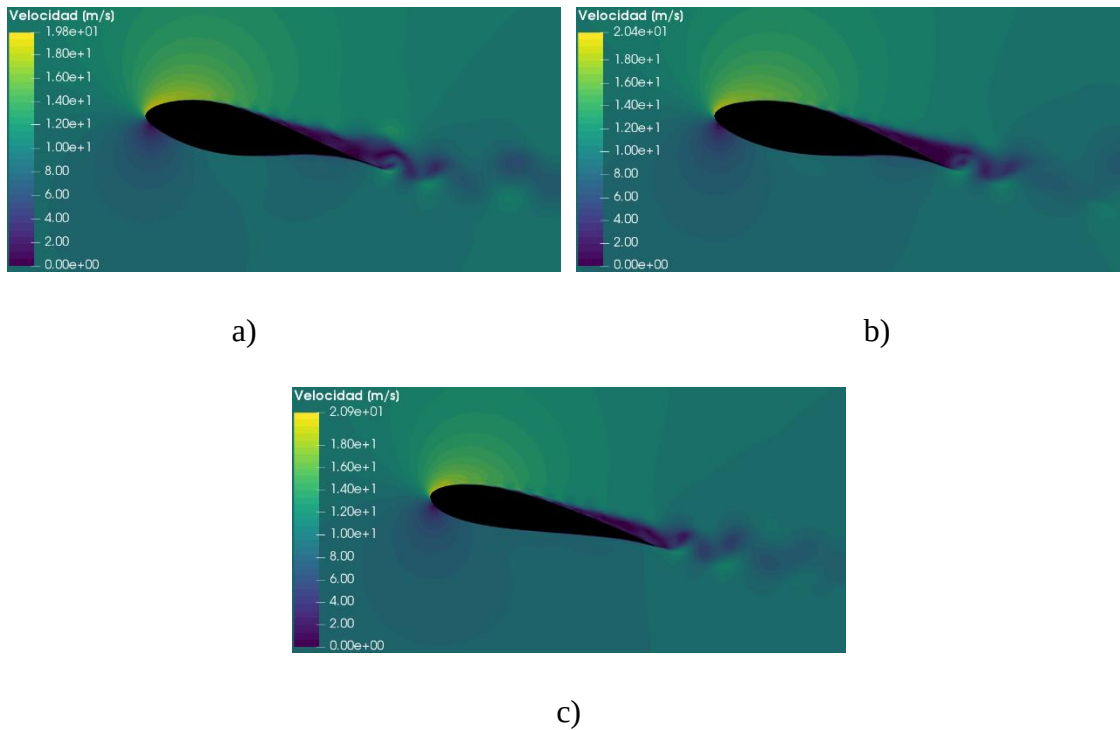


Figura 6-8: Contornos de velocidad promedio con  $\alpha = 12,5^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NACA0012 Optimizado.

Queda en evidencia con la figura 6-8 como para un ángulo de ataque de  $12,5^\circ$  la capa límite ya se encuentra desprendida para los 3 perfiles alares notando una zona de bajas velocidades medias sobre los extradós cercano al borde de fuga indicando zonas de recirculación y por lo tanto indicando que el efecto stall ya se encuentra presente. Además, se observa que la estela aguas abajo se conforma pequeñas estructuras identificadas por las zonas de bajas velocidades promedio alternadas las cuales se puede inferir que corresponden a vórtices y por ende la generación de una calle de Von Karman.

Comparando el comportamiento de las líneas de corriente para estos perfiles con ángulos de ataque de  $9,0^\circ$  y  $12,5^\circ$ :

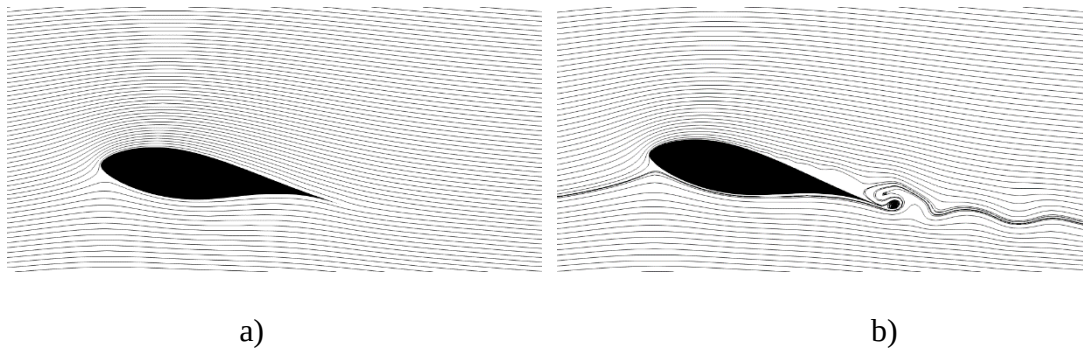


Figura 6-9: Líneas de corriente para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a)  $\alpha = 9,0^\circ$ , b)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

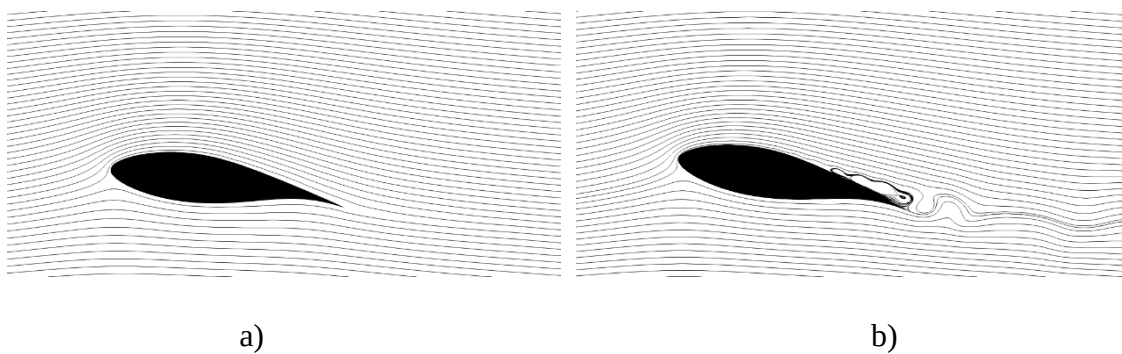


Figura 6-10: Líneas de corriente para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a)  $\alpha = 9,0^\circ$ , b)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

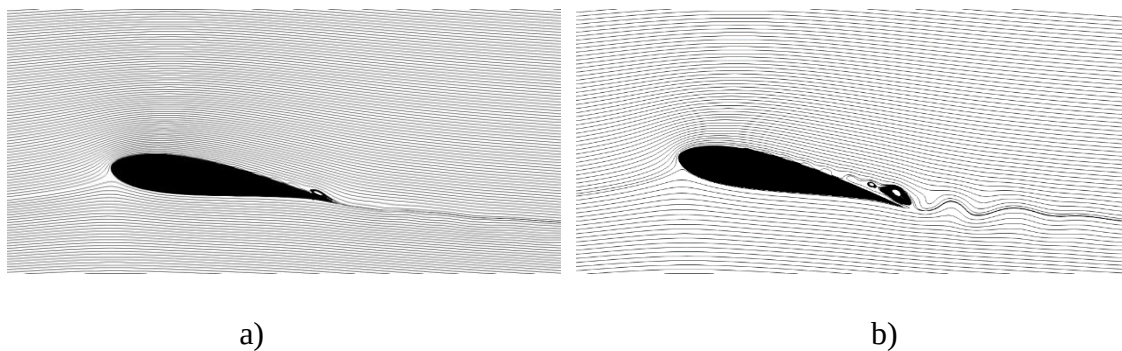


Figura 6-11: Líneas de corriente para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a)  $\alpha = 9,0^\circ$ , b)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

Se ve mediante las imágenes 6-9 y 6-10 como en el intervalo  $[9,0^\circ; 12,5^\circ]$  los perfiles FFA-W3-211 y DU 93-W-210 poseen un gran evolución respecto al desprendimiento de la

capa límite, generándose recirculaciones considerables sobre la zona de los extradós a una distancia aproximada de  $\frac{c}{3}$  desde el borde de fuga. Por otro lado, a pesar de que el perfil NACA0012 Optimizado comienza con un desprendimiento de la capa límite en un ángulo cercano a los  $9,0^\circ$  este posee una evolución más controlada del desprendimiento según el ángulo de ataque mostrando que para  $\alpha = 12,5^\circ$  el desprendimiento y las zonas de mayor circulación se encuentran a una distancia aproximada de  $\frac{c}{4}$  del borde de fuga. Lo anteriormente explicado podría justificar la razón por la cual los perfiles FFA-W3-211 y DU 93-W-210 poseen una disminución más significativa en la tasa de cambio del coeficiente de sustentación que el perfil NACA0012 Optimizado según la imágenes 6-1. De esta manera se puede afirmar que para los perfiles FFA-W3-211, DU 93-W-210 y NACA0012 Optimizado bajo las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal posee un ángulo crítico  $\alpha_{crit} \in [9,0^\circ; 12,5^\circ]$ .

Para poder establecer el perfil alar con mejor rendimiento aerodinámico bajo estas condiciones de viento se muestra la evolución del ratio  $C_l/C_d$  en función del ángulo de ataque.

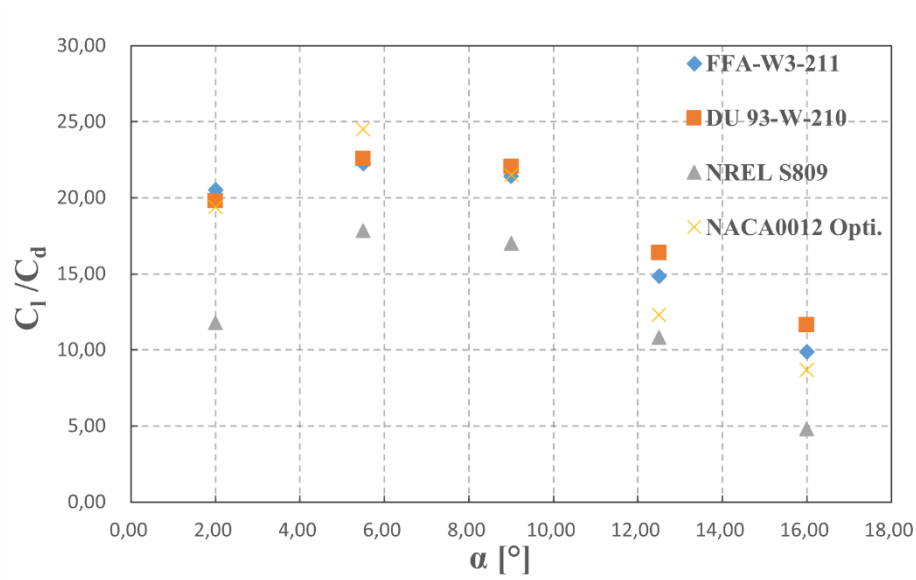


Figura 6-12: Variación del ratio  $C_l/C_d$  en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Taltal.

A partir de la figura 6-12 se puede apreciar cómo los 4 perfiles alares poseen su rendimiento aerodinámico máximo en un ángulo de  $5,5^\circ$  y es entonces que se define este como ángulo óptimo de operación. Por otra lado se observa que el perfil NREL S809 es el que tiene el peor rendimiento para todos los ángulos estudiados estando notoriamente por debajo del resto de los perfiles alares.

Al comparar los 3 perfiles restantes entre los  $2,0^\circ$  y los  $9,0^\circ$ , intervalo donde se demostró anteriormente que aún no está presente el efecto stall para estos perfiles, el perfil NACA0012 Optimizado posee el mayor ratio  $C_l/C_d$  para el ángulo óptimo de operación superando por un 8,7% al perfil DU 93-W-210 y por un 10,26% al perfil FFA-W3-211, para un ángulo  $2,0^\circ$  el perfil FFA-W3-211 es el que tiene el mayor rendimiento aerodinámico de los 3 perfiles, sin embargo esta diferencia no es mayor a un 5,5% y finalmente el perfil DU 93-W-210 es el que posee el mayor rendimiento para un ángulo de ataque de  $9,0^\circ$  superándolos por no más del 3,1% al resto, además es este perfil el que

posee la menor variación entre los  $5,5^\circ$  y  $9,0^\circ$ , por lo tanto se puede inferir que tiene un mayor control del decaimiento de su rendimiento en un rango más amplio que el resto.

### 7.2. Condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II

De manera similar a las condiciones de viento anteriores, los coeficientes de fuerza obtenidos en función del ángulo de ataque para las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II se muestran en las figuras 6-13 y 6-14

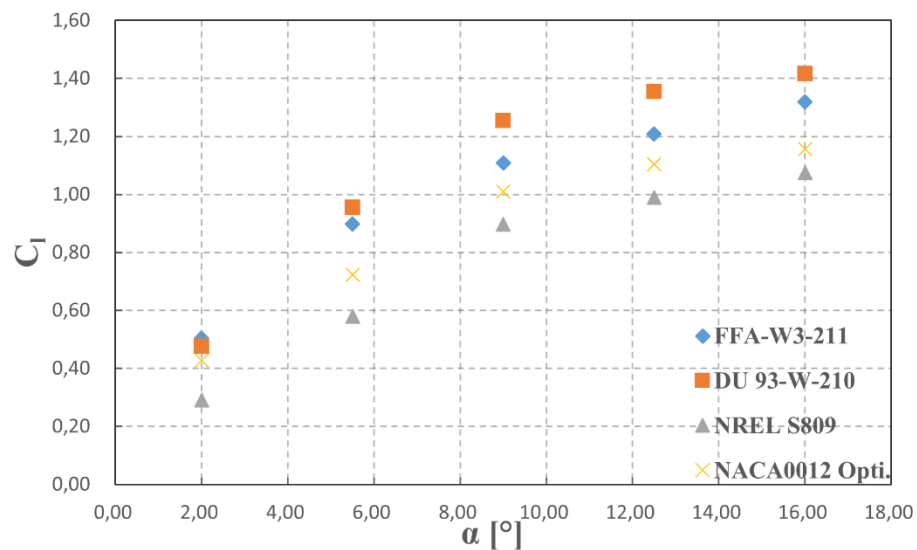


Figura 6-13: Variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II.

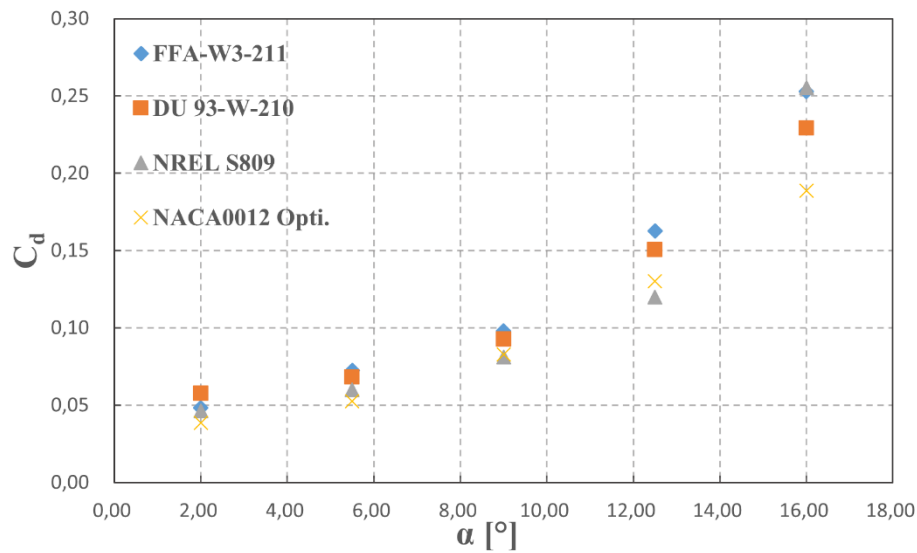


Figura 6-14: Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II.

A partir de la figura 6-13 se puede observar un comportamiento semejante para los cuatro perfiles simulados notando un crecimiento lineal para el coeficiente de sustentación a medida que aumenta el ángulo de ataque desde los  $2,0^\circ$  hasta los  $9,0^\circ$  y notando que entre los  $9,0^\circ$  y  $12,5^\circ$  ocurre un decaimiento semejante en la tasa de cambio para todos los perfiles alares. Nuevamente el perfil NREL S809 es el perfil con menor coeficiente de sustentación para todo ángulo de ataque, mientras que el perfil DU 93-W-210 es el que posee los mayores coeficientes de sustentación en casi todo el intervalo de estudio teniendo coeficiente de sustentación mayores hasta por más de un 11,0% entre los  $5,5^\circ$  y los  $16,0^\circ$  que el perfil FFA-W3-211, siendo este el segundo perfil con coeficientes de sustentación mayores dentro de los perfiles estudiados.

Mediante la figura 6-14 se puede notar como el coeficiente de arrastre aumenta con el incremento del ángulo de ataque para todos los perfiles estudiados y notando nuevamente como a partir de los  $9,0^\circ$  existe una clara variación en la tasa de cambio, teniendo como resultado un aumento de forma exponencial en el coeficiente de arrastre. Se observa como en el intervalo  $[2,0^\circ; 12,5^\circ]$  los perfiles FFA-W3-211 y DU 93-W-210 son los poseen los

## Resultados

coeficientes de arrastre mayores siendo el perfil DU 93-W-210 superior hasta por un 10%, sin embargo, es el perfil FFA-W3-211 el que posee una notoria mayor tasa de cambio que el perfil DU 93-W-210. Por otro lado, el Perfil NACA0012 Optimizado es el perfil que posee los coeficientes de arrastre menores para ángulos de  $2,0^\circ$  y  $5,5^\circ$  además de ser el perfil que una vez superado los  $9,0^\circ$  posee la menor tasa de cambio de los perfiles estudiados.

De manera similar a lo mostrado en la sección 6.1 y notando que nuevamente cuando  $\alpha = 9,0^\circ$  existe un cambio significativo en las pendientes de las curvas de las figuras 6-13 y 6-14 se presentan los campos medios de presión estática para los ángulos de  $5,5^\circ$ ,  $9,0^\circ$  y  $12,5^\circ$  con la finalidad de mostrar al influencia del ángulo de ataque.

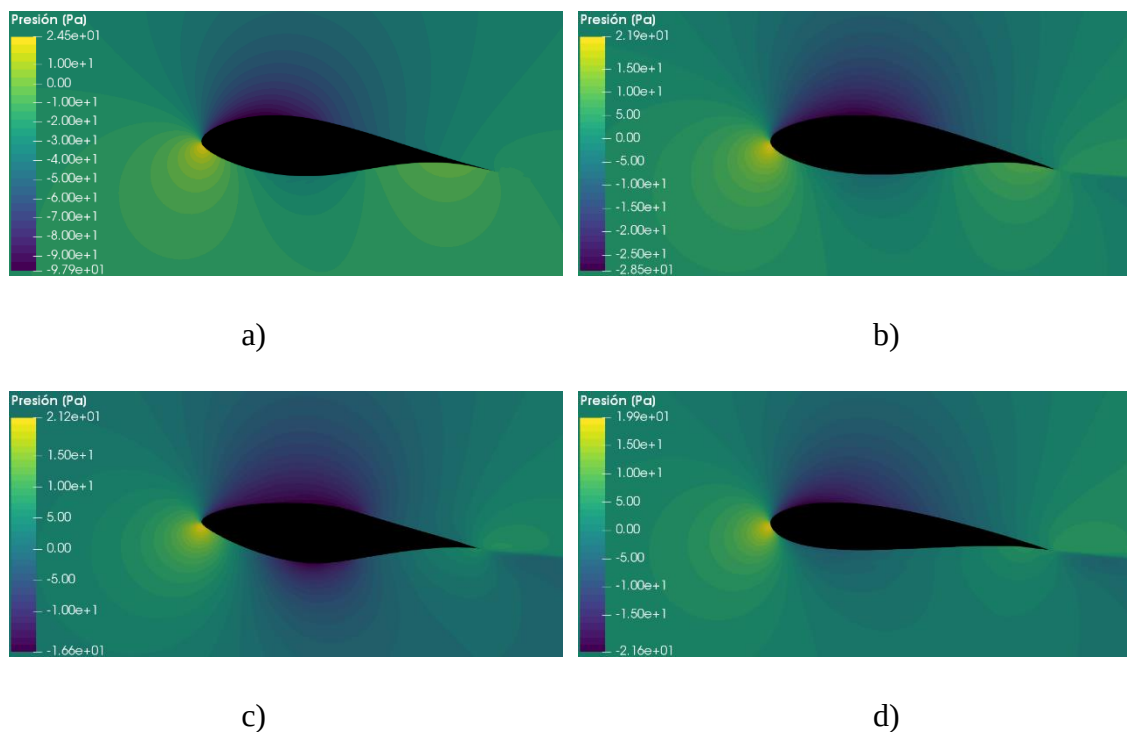


Figura 6-15: Contornos de presión estática promedio con  $\alpha = 5,5^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

## Resultados

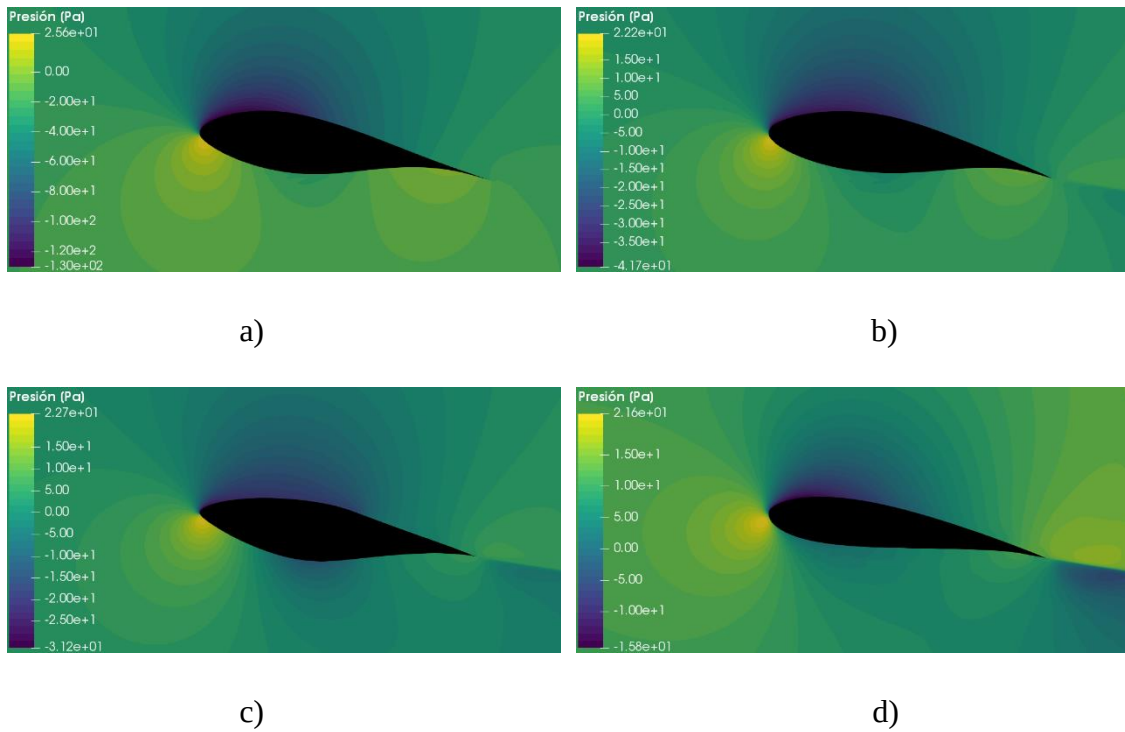


Figura 6-16: Contornos de presión estática promedio con  $\alpha = 9,0^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

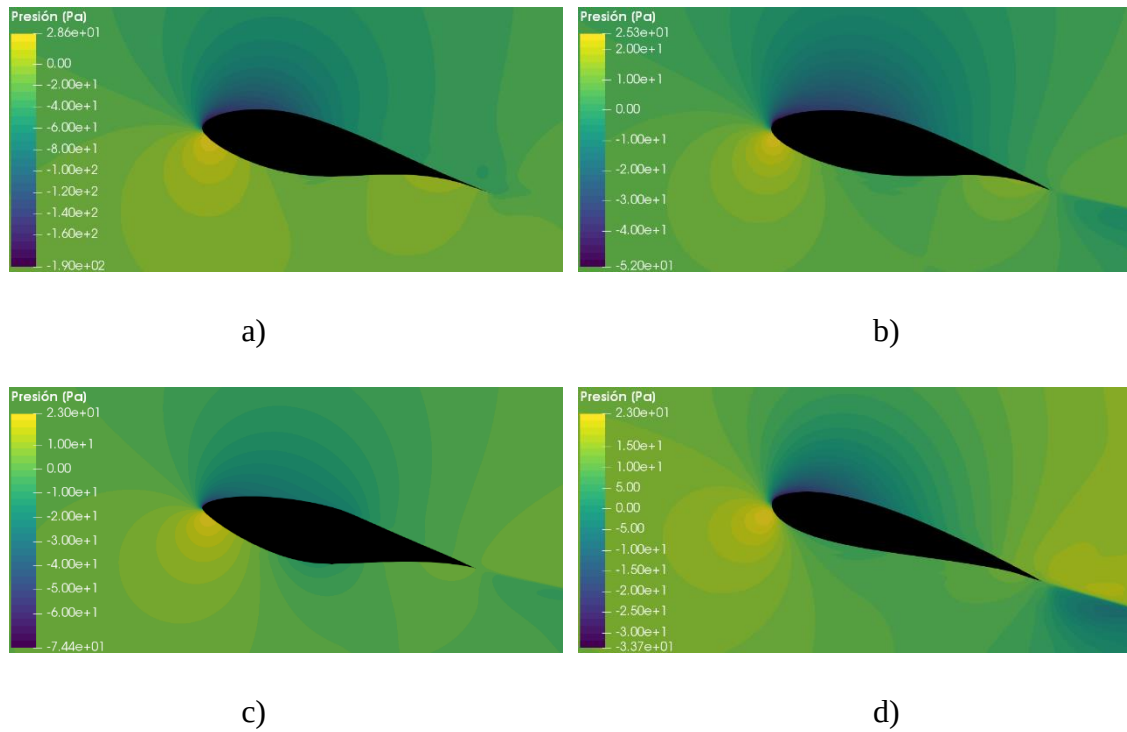


Figura 6-17: Contornos de presión estática promedio con  $\alpha = 12,5^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

Se puede observar mediante las figuras 6-15, 6-16 y 6-17 como existe una variación de la presión estática media sobre el perfil a medida que aumenta el ángulo de ataque y como sobre los intradós se posee siempre una mayor presión estática media que sobre los extradós. A medida que aumenta el ángulo de ataque y particularmente en el intervalo desde los  $9,0^\circ$  hasta los  $12,5^\circ$  se observa como la zona de menor presión estática media ubicada sobre los extradós se desplaza cada vez más cerca hacia el borde de ataque generando una estratificación más notoria sobre los extradós lo que evidencia un mayor gradiente de presión adverso en la dirección del flujo y por ende es que en este intervalo se podría estar generando una separación de la capa límite.

Para realizar un análisis sobre el desprendimiento de la capa límite sobre los perfiles bajo estas condiciones de operación se presentan los campos medios de velocidad para  $\alpha = 9,0^\circ$  y  $\alpha = 12,5^\circ$ .

## Resultados

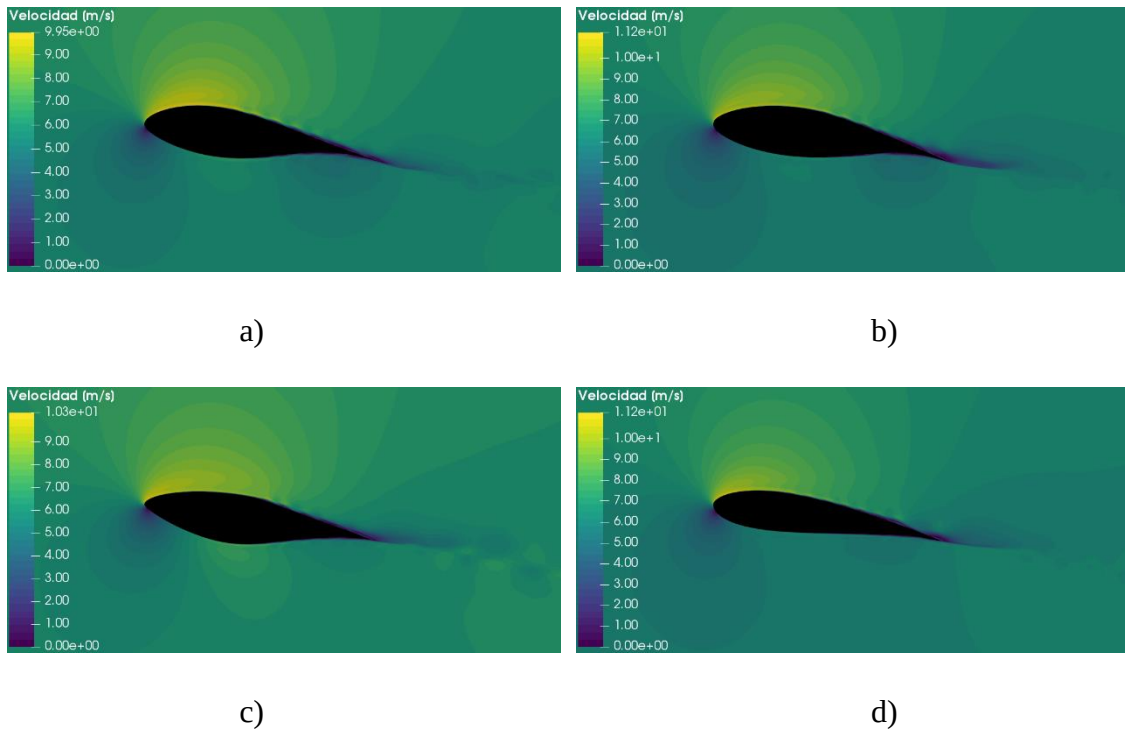


Figura 6-18: Contornos de velocidad promedio con  $\alpha = 9,0^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

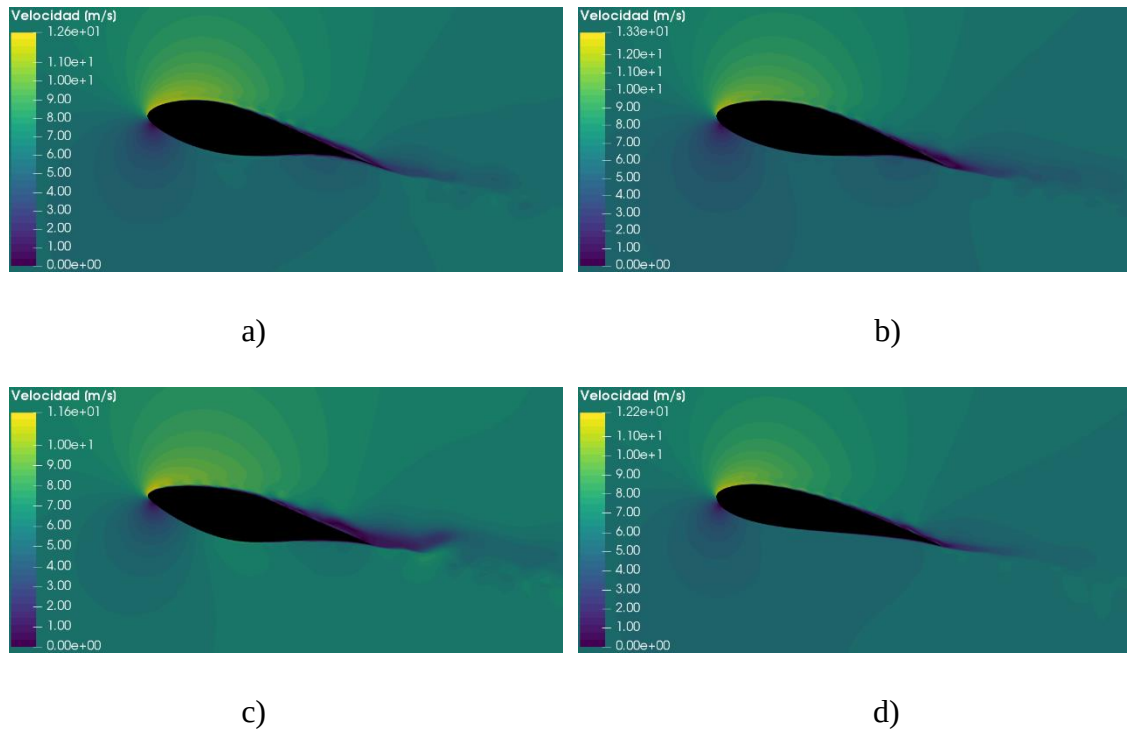


Figura 6-19: Contornos de velocidad promedio con  $\alpha = 12,5^\circ$  para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II para el perfil a) FFA-W3-211, b) DU 93-W-210, c) NREL S809, d) NACA0012 Optimizado.

A partir de la figura 6-18 se puede notar un comportamiento similar de la capa límite sobre los perfiles donde no se evidencia ninguna clara separación de la capa límite, sin embargo, se observan pequeñas zonas de baja velocidad media cercana al borde de fuga lo cual podría representar pequeñas zonas de recirculación. Al analizar la figura 6-19 se puede ver como los perfiles FFA-W3-210 y DU 93-W211 poseen un comportamiento similar de la capa límite donde se puede notar un desprendimiento de la capa límite cercano al borde de fuga teniendo una mayor zona de velocidades medias bajas sobre los extradós cercanos al borde de fuga y observando aguas abajo una estela con una cierta oscilación y pequeñas estructuras que se desprenden de esta las cuales podrían corresponder a vórtices. El perfil NACA0012 Optimizado al igual que con las condiciones de viento de la sección 6.1 posee un mayor control sobre el desprendimiento de la capa límite notando una evolución muy pequeña respecto a su comportamiento a los  $9.0^\circ$  en donde si bien aumenta la zona donde

## Resultados

---

la velocidad media es baja sobre los extradós esta sigue siendo pequeña en comparación al resto de los perfiles. Finalmente, el perfil NREL S809 es el perfil que posee la mayor evolución del desprendimiento de la capa límite desde los  $9,0^\circ$  a los  $12,5^\circ$  siendo el perfil con la mayor zona de velocidad media baja sobre los extradós y además teniendo una estela aguas abajo más grande y donde se evidencias pequeñas estructuras que se desprenden de esta.

Realizando una comparación de las líneas de corriente sobre estos perfiles para  $\alpha = 9,0^\circ$  y  $\alpha = 12,5^\circ$ :

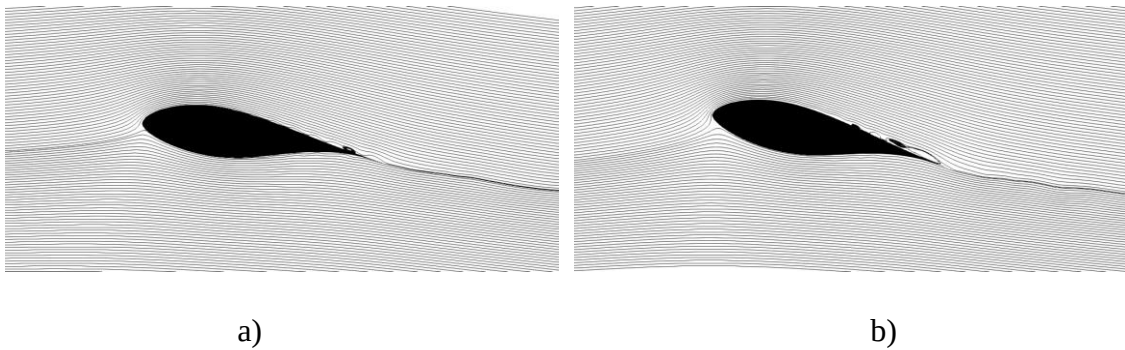


Figura 6-20: Líneas de corriente para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a)  $\alpha = 9,0^\circ$ , b)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

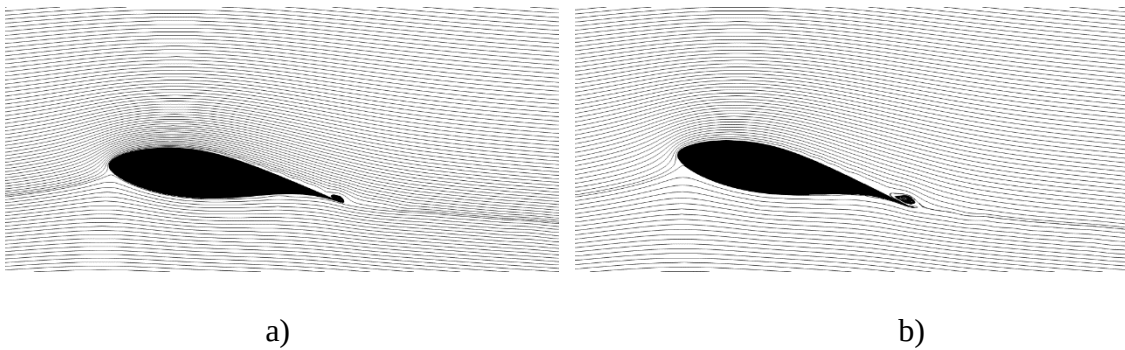


Figura 6-21: Líneas de corriente para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a)  $\alpha = 9,0^\circ$ , b)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

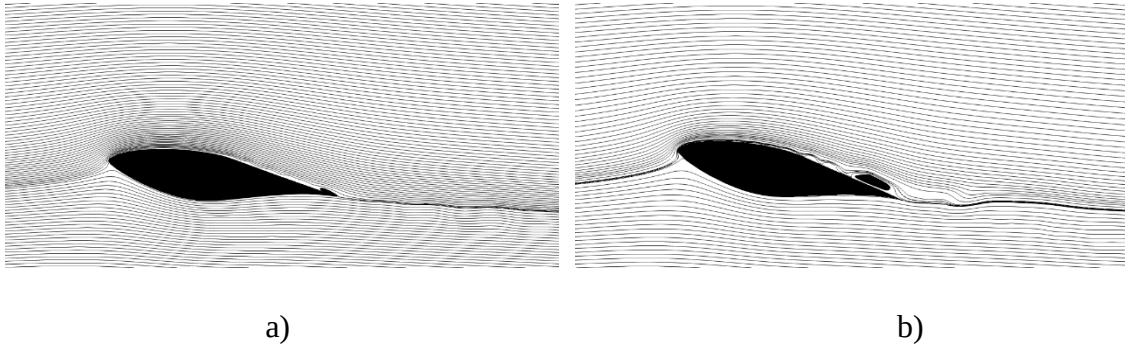


Figura 6-22: Líneas de corriente para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a)  $\alpha = 9,0^\circ$ , b)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

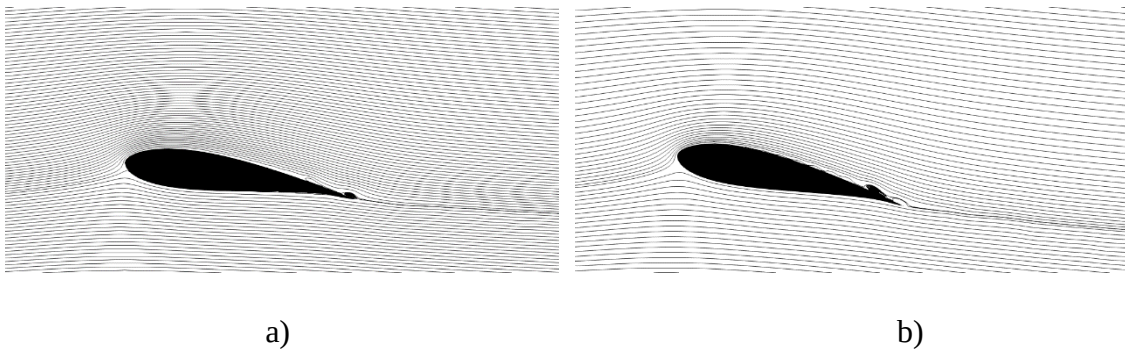


Figura 6-23: Líneas de corriente para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a)  $\alpha = 9,0^\circ$ , b)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

Se observa según las figura 6-20 y 6-21 lo anteriormente mencionado donde existe una evolución de la recirculación de flujo sobre los extradós de los perfil FFA-W3-210 y DU 93-W-211, por otro lado, mediante la figura 6-22 se observa una clara evolución de la zona de recirculación sobre el perfil NREL S809 y donde el desprendimiento de la capa límite para  $\alpha = 12,5^\circ$  ocurre a una distancia aproximada de  $\frac{c}{3}$  desde el borde de fuga. Finalmente observando la figura 6-23 se nota la poca evolución de las zonas de recirculación del perfil NACA0012 Optimizado en comparación al resto de los perfiles. De esta manera se puede afirmar que para todos los perfiles estudiados bajo las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II poseen un ángulo crítico  $\alpha_{crit} \in [9,0; 12,5^\circ]$ , sin embargo, según lo mostrado anteriormente y particularmente para los perfiles FFA-W3-211, DU 93-W-210 y NACA0012 Optimizado poseen un  $\alpha_{crit}$  mayor que el obtenido para las

## Resultados

condiciones de viento de la sección 6.1 lo cual queda evidenciado en la menor disminución en la tasa de cambio en el intervalo  $[9,0; 12,5^\circ]$  para el coeficiente de sustentación en comparación a la obtenida en la sección 6.1 para estos perfiles.

Con el fin de establecer el perfil alar con mejor rendimiento aerodinámico bajo estas condiciones de viento se muestra la evolución del ratio  $C_l/C_d$  en función del ángulo de ataque.

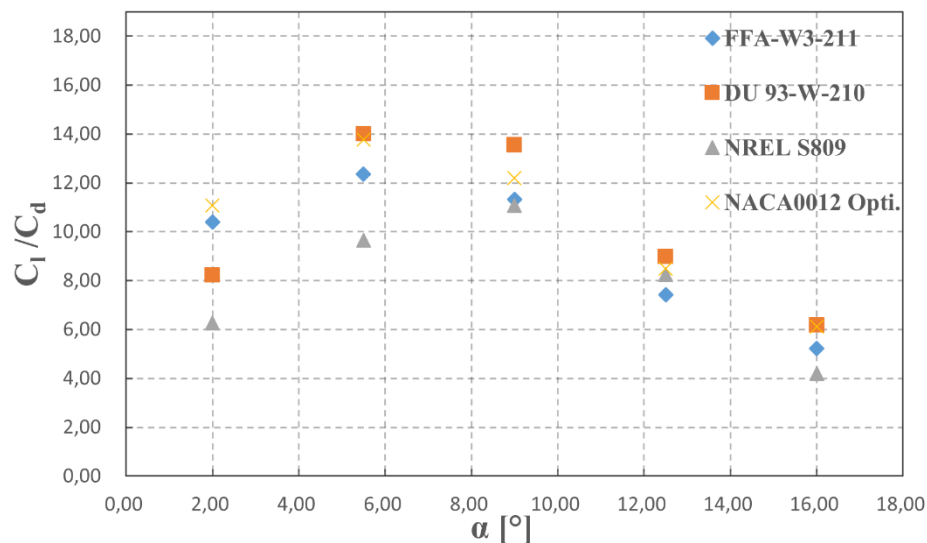


Figura 6-24: Variación del ratio  $C_l/C_d$  en función del ángulo de ataque para condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II.

Mediante la figura 6-24 se puede observar como todos los perfiles poseen su rendimiento aerodinámico máximo nuevamente para un ángulo de ataque de  $5,5^\circ$  y es entonces que se define este como el ángulo óptimo de operación. Al igual que para las condiciones de viento de la sección 6.1 el perfil NREL S809 es el perfil con el rendimiento aerodinámico máximo más bajo siendo este un 21,86% menor al rendimiento aerodinámico máximo del perfil FFA-W3-211. Los perfiles DU 93-W-210 y NACA0012 Optimizado son los perfiles con mayor rendimiento aerodinámico máximo siendo el perfil DU 93-W210 mayor que el NACA0012 Optimizado por un 1,68% y aumentando esta diferencia para un

## Resultados

---

ángulo de ataque de  $9,0^\circ$  a un 11,06%. Por otro lado, para un ángulo de  $2,0^\circ$  el perfil NACA0012 Optimizado es el perfil con mayor rendimiento aerodinámico superando al perfil DU 93-W-210 por un 25,68% y al perfil FFA-W3-211 por un 6,43%. Sin embargo, se puede notar como el perfil DU 93-W-210 es el perfil con la mayor tasa de cambio en el intervalo  $[2,0; 5,5^\circ]$  y por otro lado tener la menor tasa de cambio en el intervalo  $[5,5; 9,0^\circ]$ , demostrando una vez más su mayor control sobre el decaimiento de su rendimiento aerodinámico en un rango más amplio que el resto.

---

## 7. Conclusiones y trabajos futuros

A partir de este trabajo se logra realizar un análisis comparativo de distintos perfiles alares utilizados en el diseño de palas para aerogeneradores de eje horizontal, sometiéndolos a condiciones de viento presentes en distintas regiones de Chile a través de métodos numéricos como lo es el método de volúmenes finitos, lo cual se realizó con la utilización de un modelo de CFD mediante el software de código abierto OpenFOAM 7.

A partir de lo presentado en secciones anteriores se consigue el entendimiento de la aerodinámica involucrada en un perfil alar, identificando los fenómenos relevantes y el comportamiento esperado al ser sometido a un flujo de fluido incompresible. Esto fue primordial en este trabajo, ya que, permite tener claridad sobre lo que se requiere captar con el modelo de CFD y discriminar la información entregada por las simulaciones realizadas, como lo es la presencia de un gradiente adverso de presión, el desprendimiento de la capa límite y su efecto sobre las fuerzas de sustentación y arrastre.

Se logra utilizar un modelo de CFD en OpenFOAM 7 para simulaciones en dos dimensiones de perfiles alares el cual entrega información fidedigna y confiable siendo esta una buena representación de su comportamiento real en un amplio rango de número de Reynolds y para ángulos de ataque de valores hasta levemente mayores al ángulo crítico del perfil según lo mostrado mediante el proceso de verificación y validación. Así con este modelo de CFD se consiguen realizar varias simulaciones de los perfiles FFA-W3-211, DU 93-W-210, NREL S809 y NACA0012 Optimizado para distintos ángulos de ataque bajo las condiciones de viento presentes el Parque Eólico Taltal y Parque Eólico Talinay II, siendo estos puntos de referencia de las condiciones de viento de distintas regiones de Chile.

A través de la comparación realizada entre los perfiles alares para las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal se proponen los perfiles NACA0012 Optimizado y DU 93-W-210 como posibles candidatos para el diseño de una pala de un aerogenerador de eje

## Conclusiones y trabajos futuros

---

horizontal instalado en zonas con condiciones de viento semejantes a las de este parque. El perfil NACA0012 Optimizado es seleccionado debido a que bajo estas condiciones de viento posee el máximo rendimiento aerodinámico siendo su ratio  $C_l/C_d = 24,53$  para su ángulo óptimo de operación de  $5,5^\circ$ . Por otro lado, la propuesta del perfil DU 93-W-210 que posee un ratio máximo  $C_l/C_d = 22,56$  para su ángulo óptimo de operación de  $5,5^\circ$  es debido a su mayor estabilidad en cuanto a rendimiento aerodinámico para un intervalo del ángulo de ataque entre  $5,5^\circ$  y  $9,0^\circ$ . Específicamente debido que el perfil NACA0012 Optimizado tiene un espesor relativo levemente menor al del DU 93-W-210 es que se propone este último directamente para el diseño del tramo medio y el NACA0012 Optimizado como el perfil para el inicio de la zona de punta de la pala.

Según la comparación realizada entre los perfiles alares para las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II se proponen el perfil DU 93-W-210 para el diseño de una pala de un aerogenerador de eje horizontal instalado en zonas con condiciones de viento semejantes a las de este parque. La propuesta de este perfil es debido a que bajo estas condiciones de viento posee un máximo rendimiento aerodinámico siendo su ratio  $C_l/C_d = 14,00$  para su ángulo óptimo de operación de  $5,5^\circ$  además de tener la menor tasa de cambio entre los ángulos de ataque de  $5,5^\circ$  y  $9,0^\circ$  teniendo como consecuencia además un ratio  $C_l/C_d = 13,55$  para un ángulo de  $9,0^\circ$  siendo este notoriamente mayor en comparación al resto de los perfiles estudiados para este ángulo de ataque.

Finalmente se puede concluir que a pesar de que el perfil FFA-W3-211, posee un buen comportamiento general para las condiciones de viento estudiadas, este no es la mejor opción para el diseño de palas de aerogeneradores a instalar en regiones con condiciones semejantes a las simuladas. Siendo por el contrario el perfil DU 93-W-211 la mejor opción particularmente para las condiciones de viento semejantes a las del Parque Eólico Talinay II y una opción viable junto con el perfil NACA0012 Optimizado para condiciones de viento semejantes a las del Parque Eólico Taltal.

## 7.1. Trabajos futuro

- Implementación de un código de CFD mediante un modelo LES para poder estudiar en mayor detalle el efecto de la turbulencia sobre los perfiles alares y tener un mayor entendimiento sobre la estela aguas abajo que se produce debido al desprendimiento de la capa límite.
- Diseñar una pala de aerogenerador a partir de los perfiles alares propuestos en este trabajo considerando la torsión de la pala, las fuerzas producidas por la rotación de esta y los efectos de carga sobre la estructura que se tienen debido a las condiciones de viento utilizadas.
- Comparar el rendimiento de la pala generada mediante los perfiles propuestos con las palas utilizadas en los aerogeneradores instalados en los parques eólicos de referencia utilizados en este trabajo.
- Realizar un estudio del impacto de la estela producida por una pala diseñada mediante los perfiles propuestos aguas debajo de esta sobre otro aerogenerador instalado a distintas distancias bajo las condiciones de vientos de los parques expuestos en este trabajo.

---

## 8. Referencias

- [1] ONU y cambios climático. [En línea]. <https://www.un.org/es/climatechange/paris-agreement>. [Ultimo acceso: 17 de Enero del 2020].
- [2] Villarrubia, M. (2013). *Ingeniería de la Energía Eólica*. Alfaomega.
- [3] Global Wind Energy Council (2020), *GLOBAL WIND REPORTM 2019*. [En línea]. Recuperado el 17 de Enero del 2021 de <https://gwec.net/global-wind-report-2018/>.
- [4] IEA, Onshore wind power generation in the Sustainable Development Scenario, 2000-2030, IEA, Paris, Recuperado el 17 de Enero del 2021 de <https://www.iea.org/data-and-statistics/charts/onshore-wind-power-generation-in-the-sustainable-development-scenario-2000-2030>
- [5] ASOCIACION DE GENERADORAS DE CHILE (2020). *Reporte anual 2019*. [versión electrónica].
- [6] Ministerio de energía (2020). *Generación y capacidad eléctrica*. [En línea]. <http://www.energia.gob.cl/planificacion-energetica-de-largo-plazo-capacidad-y-generacion-electrica>. [Ultimo acceso: 20 de Enero del 2021].
- [7] Wolfe, W P, & Ochs, S S.(1997) *Predicting aerodynamic characteristic of typical wind turbine airfoils using CFD*. United States.
- [8] Badran O, Quadros R. & Aldudak F.(2008). *Two-Equation Turbulence Models for Turbulent Flow over a NACA4412 Airfoul at Angle of Attack 15 Degree*. Germany
- [9] Eleni.D.C., Athanasios.T.I. & Dionissios M.P., *Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil*, Journal of Mechanical Engineering Research (2012), Vol. 4(3) ,pp. 100-111.

## Referencias

---

- [10] Gasser E. Hassan, Amany Hassan & M. Elsayed Youssef, *Numerical Investigation of Medium Range Re Number Aerodynamics Characteristics for NACA0018 Airfoil*, CFD letters Vol. 6(4) December 2014.
- [11] B.Navin Kumar, K.M.Paramasivam & M.Prasanna A.Z.G Mohamet Karis. (2016). *Computacional fluid Dynamic analysis of aerodynamics characteristic of NACA4412 vs S809 airfoil for wind turbine applications*. Int J Adv Engg Tech/168-173.
- [12] Shames, I. H. (1995). *Mecánica de Fluidos*. (3° ed.). McGRAW-Hill Interamericana
- [13] Cengel Y.A. & Cimbala J.M. (2014). *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*. (3° ed.). McGRAW-Hill
- [14] Spurk J.H. & Askel N. (2008) *Fluid Mechanics*. (2° ed.). Springer
- [15] Fox and McDonald's.(2011). *Introduction to Fluid Mechanics*. (8th ed). JHON WILEY & SONS.
- [16] Carmona, A. I. (2000). *Aerodinámica y Actuaciones del avión (10th ed.)*. PARANINFO.
- [17] Durst F. (2008). *An Introduction to the Theory of Fluid Flows*. Springer
- [18] Versteeg H.K. & Malalasekera W. (2007). *An introduction to computational Fluid Dynamics: THE FINITE VOLUME METHOD*. (2th edition). PEARSON PRENTICE HALL
- [19] O. Skurtys (2019). *DINAMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL IPM 468*, Universidad Técnica Federico Santa María, Departamento de Ingeniería Mecánica.
- [20] Flujos en Capa Límite e Interno (Tubos y Ductos) | Textos Científicos. (n.d.). [En Línea]. <https://www.textoscientificos.com/fisica/fluidos/flujos-en-capa-límite>. [Ultimo acceso:10 de Noviembre del 2019].
- [21] Hansen, M. O. L. (2015). *Aerodynamics of Wind Turbines*. Routledge.
- [22] Anderson, J. (2013). *Fundamentals of Aerodynamics*. (5<sup>th</sup> ed.). McGraw-Hill.
- [23] Peter J. Schubel and Richard J. Crossley.(2012). *Wind Turbine Blade Design*. University of Nttingham , Faculty of Engineering , Division of Materials , Mechanics and Structures .

## Referencias

---

- [24] Cornejo, E. (2008). *El Sistema Eólico: DISEÑO AERODINÁMICO*. EOI Zaragoza, España.
- [25] Terminología perfil alar. (n.d.), [En línea]. [http://www.lapizarradeyuri.com/wp-content/uploads/2010/12/vuelo\\_perfil\\_alar1.jpg](http://www.lapizarradeyuri.com/wp-content/uploads/2010/12/vuelo_perfil_alar1.jpg). [Ultimo acceso: 7 de Noviembre del 2019].
- [26] J.H. Ferziger & M.Peric(2002). *Computational Methods for Fluid Dynamics*.(3<sup>th</sup> ed.). Springer.
- [27] Richard L. Burden & J. Douglas Faires(2011). *Numerical Analysis*. (9<sup>th</sup> ed.). CENGAGE.
- [28] The OpenFOAM Foundation (July 2019). *User Guide version 7*.
- [29] Sistema de Evaluación de Impacto Ambiental (2012, mayo 24). *Declaración de impacto ambiental: “Parque Eólico Taltal”*. [En línea]. Recuperado el 2 de junio del 2020, de <https://seia.sea.gob.cl/documentos/documento.php?idDocumento=6932541>.
- [30] Sistema de Evaluación de Impacto Ambiental (2012, mayo 24). *Estudio de Impacto Ambiental: “Parque Eólico Talinay II”*. [En línea]. Recuperado el 2 de junio del 2020, de <https://seia.sea.gob.cl/documentos/documento.php?idDocumento=7545020>.
- [31] Anders Björck (1990). *COORDINATES AND CALCULATIONS FOR THE FFA-W1-xxx, FFA-W2-xxx AND FFA-W3-xxx SERIES OF AIRFOILS FOR HORIZONTAL AXIS WIND TURBINES*. The Aeronautical Research Institute of Sweden. Stoclhom.
- [32] Jin Chen , Quan Wang (2018). *Wind Turbine Airfoils and Blades: Optimization Design Theory*.(ilustrada). De Gruyert.
- [33] Vestas Wind Systems (2010). *General Specifications V100-1.8MW VCUS*.Denmark
- [34] Bertagnolio, F., Sørensen, N. N., Johansen, J., & Fuglsang, P. (2001). *Wind turbine airfoil catalogue*. Denmark.

## Referencias

---

- [35] D.M. Somers (January 1997), *Design and Experimental Results for the S809 Airfoil*, Technical Report NREL/SR-440-6918, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA.
- [36] Burton, T. and Jenkins, N. and Sharpe, D. and Bossanyi, E.(2011).*Wind Energy Handbook*.(2<sup>o</sup>ed.).Jhon Wiley & Sons.
- [37] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R.(1994) *A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*. Recherche Aerospatiale, No. 1 pp. 5-21.
- [38] Spalart- Allmaras One- Equation Model with Trip Term [En linea]. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>. [Ultimo acceso: 20 de Julio del 2020].
- [39] Initialisation for k-omega Shear Stress Transport [En linea].<https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-turbulenc-e-ras-k-omega-sst.html>[Ultimo acceso: 20 de Julio del 2020].
- [40] Menter, F. R.(August 1994). *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*, AIAA Journal, Vol. 32, No. 8,, pp. 1598-1605.
- [41] Pavoni. E., Cassinelli. R., F.J. (2020). *VALIDAÇÃO DO MODELO NUMÉRICO E DETERMINAÇÃO DAS CONDIÇÕES DO ESCOAMENTO PARA SIMLAÇÕES CFD NA OTIMIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS DE TURBINAS EÓLICAS*. Instituto de Aeronáutica e Espaço. São Paulo. Brazil.
- [42] C.P. Butterfield, W.P. Musial, D.A. Simms. (October 1992), *Combined Experiment Phase I: Final Report*, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA.

---

## A. Anexos sección 7.1: Condiciones de viento del Parque Eólico Taltal

### A.1. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$ del Perfil FFA-W-211

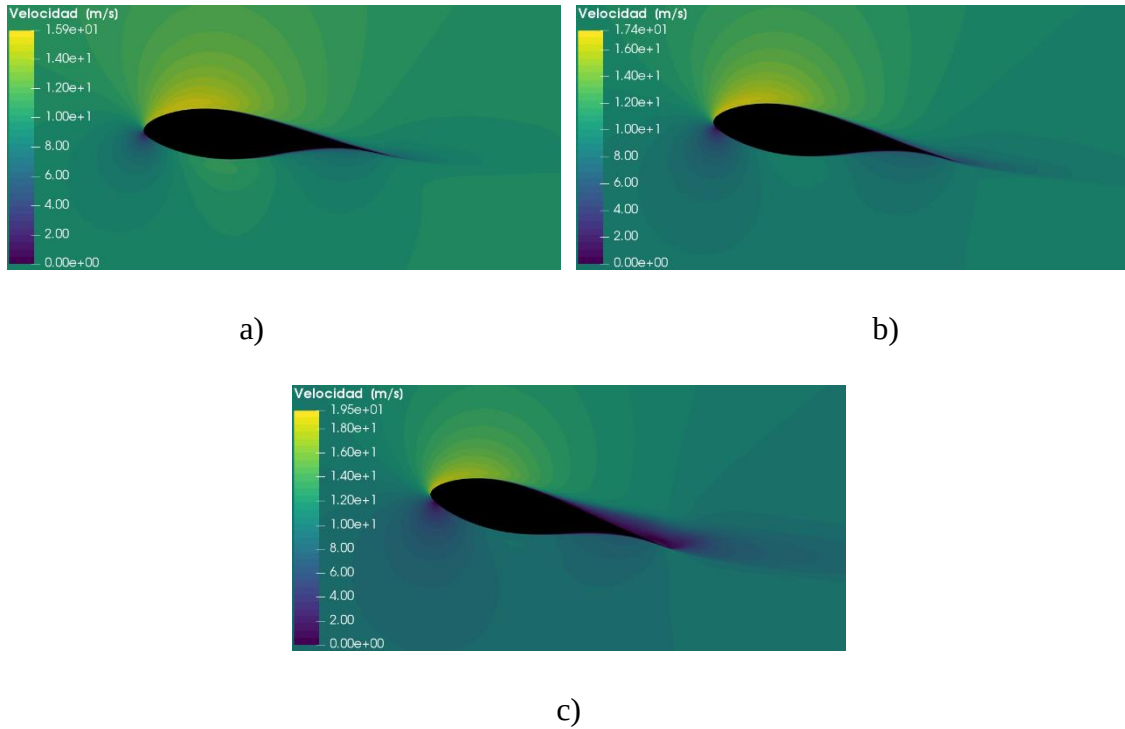


Figura A-1: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

**A.2. Velocidad media en una ventana temporal desde  $t = 1[s]$  hasta  $t = 2[s]$  del Perfil DU 93-W-210**

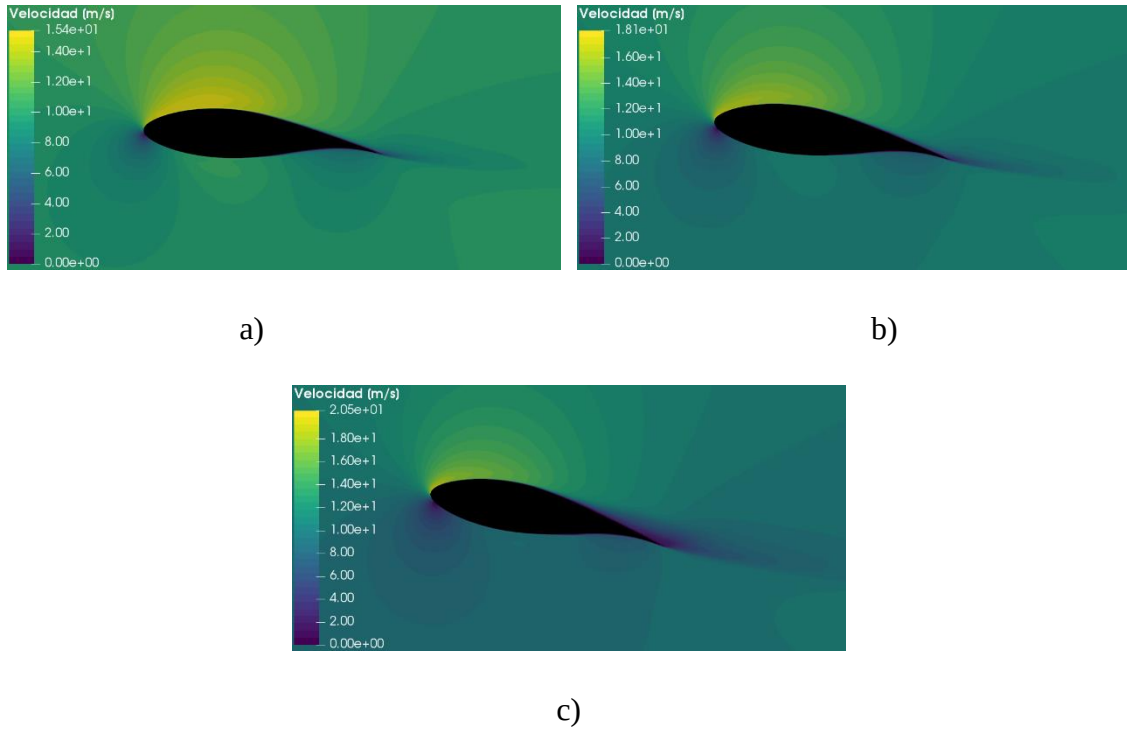


Figura A-2: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con

a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

**A.3. Velocidad media en una ventana temporal desde  $t = 1[s]$  hasta  $t = 2[s]$  del Perfil NREL S809**

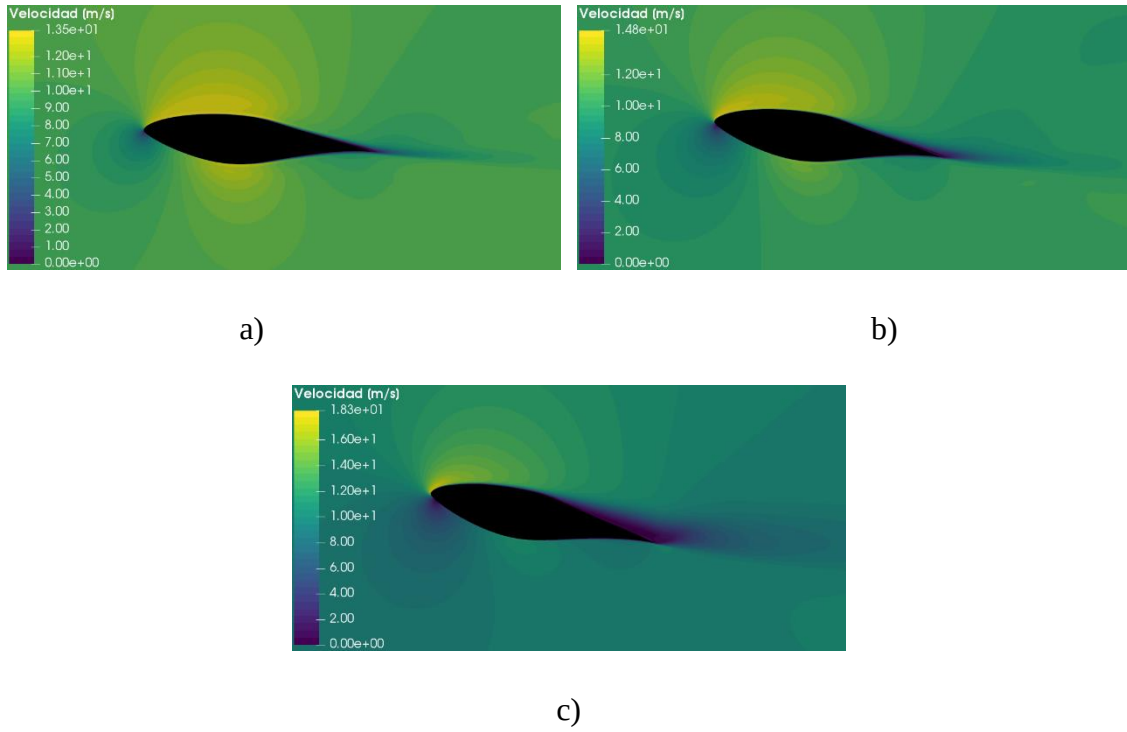


Figura A-3: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

**A.4. Velocidad media en una ventana temporal desde  $t = 1[s]$  hasta  $t = 2[s]$  del Perfil NACA0012 Optimizado**

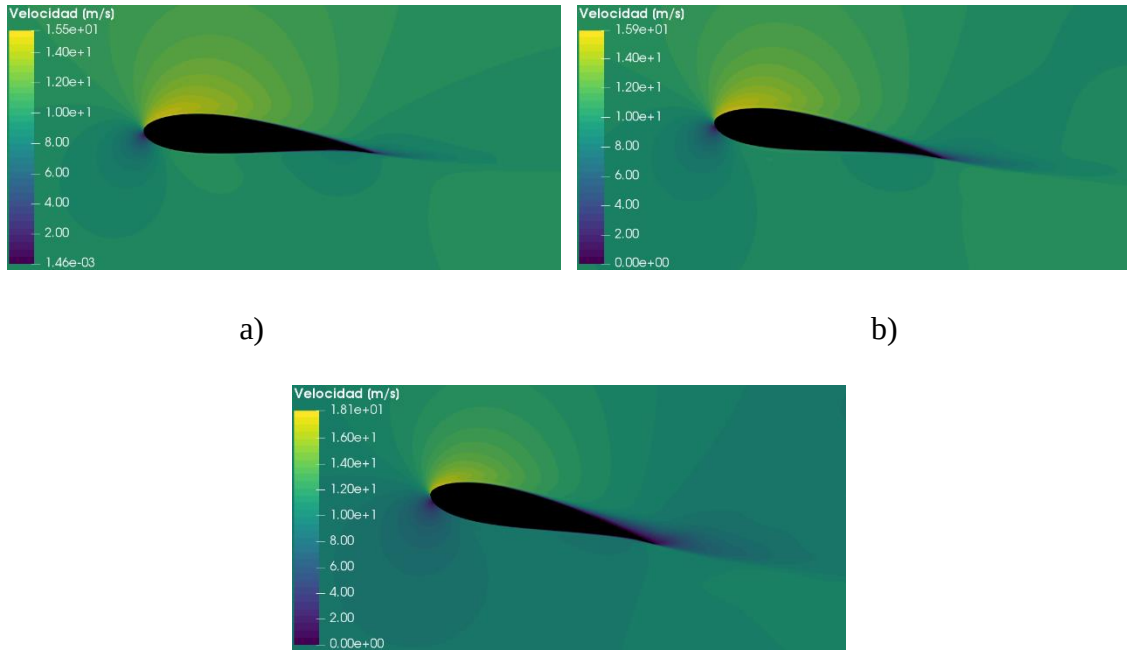


Figura A-4: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Taltal con

a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$

---

## B. Anexos sección 7.2: Condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II

### B.1. Velocidad media en una ventana temporal desde $t = 1[s]$ hasta $t = 2[s]$ del Perfil FFA-W-211

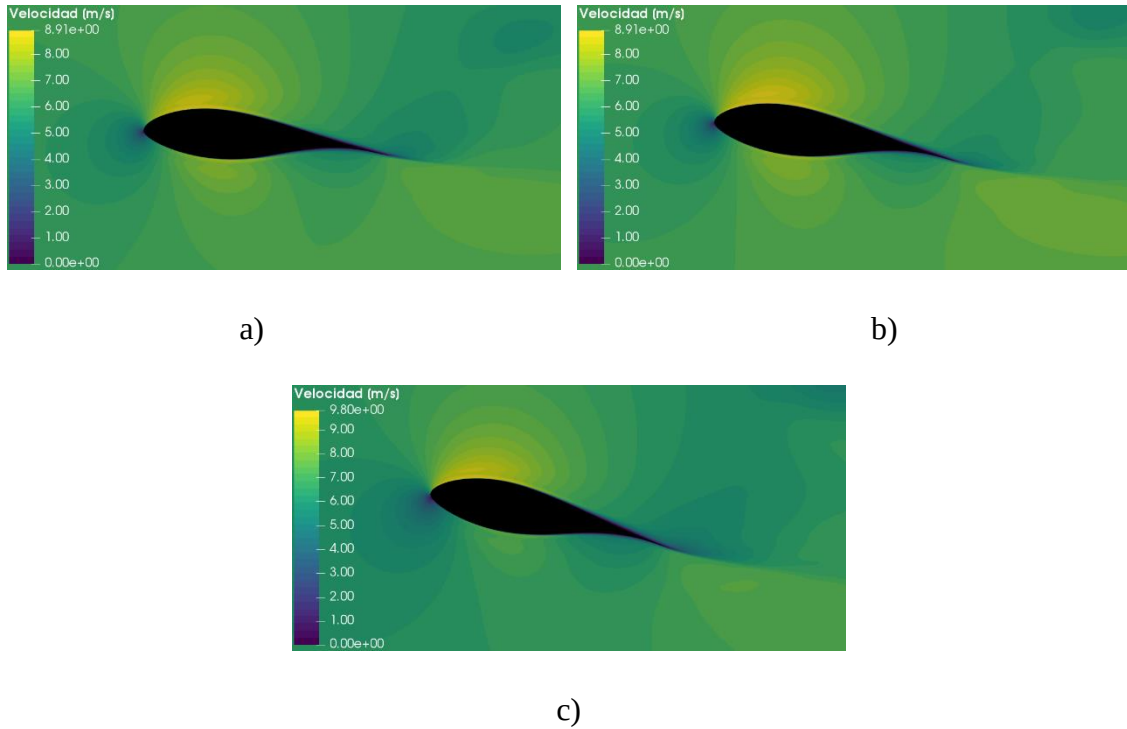


Figura B-1: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil FFA-W3-211 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con  
a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

**B.2. Velocidad media en una ventana temporal desde  $t = 1[s]$  hasta  $t = 2[s]$  del Perfil DU 93-W-210**

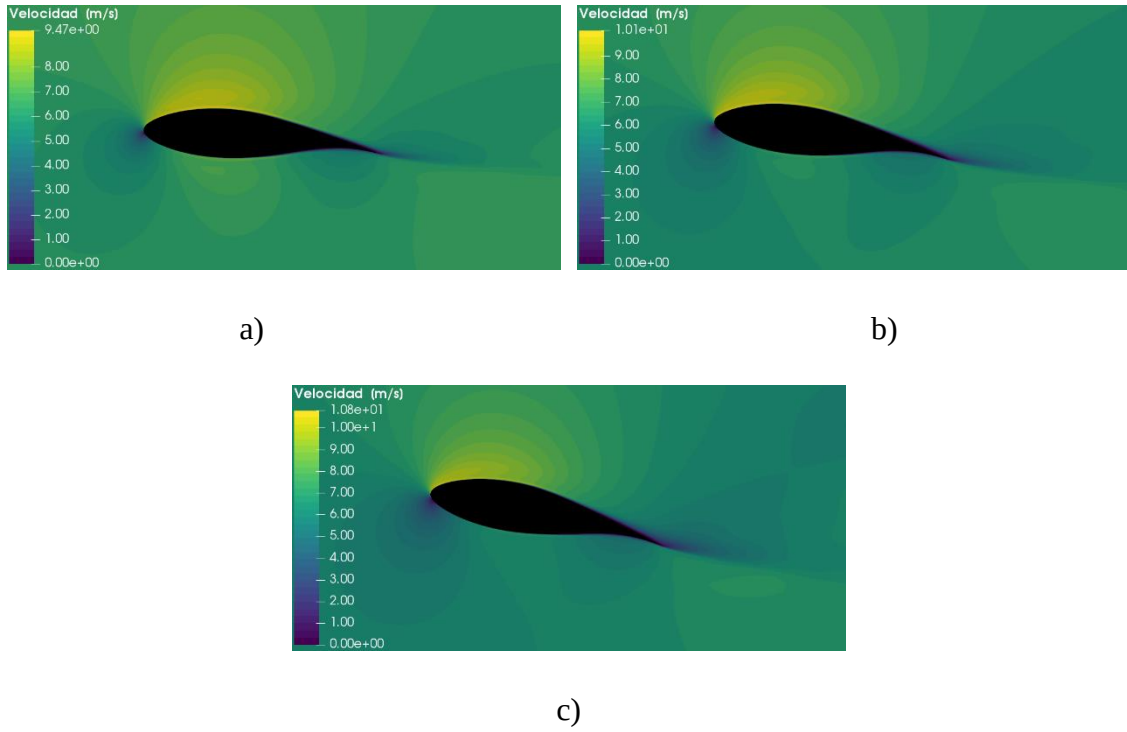


Figura B-2: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil DU 93-W-210 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con  
a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

**B.3. Velocidad media en una ventana temporal desde  $t = 1[s]$  hasta  $t = 2[s]$  del Perfil NREL S809**

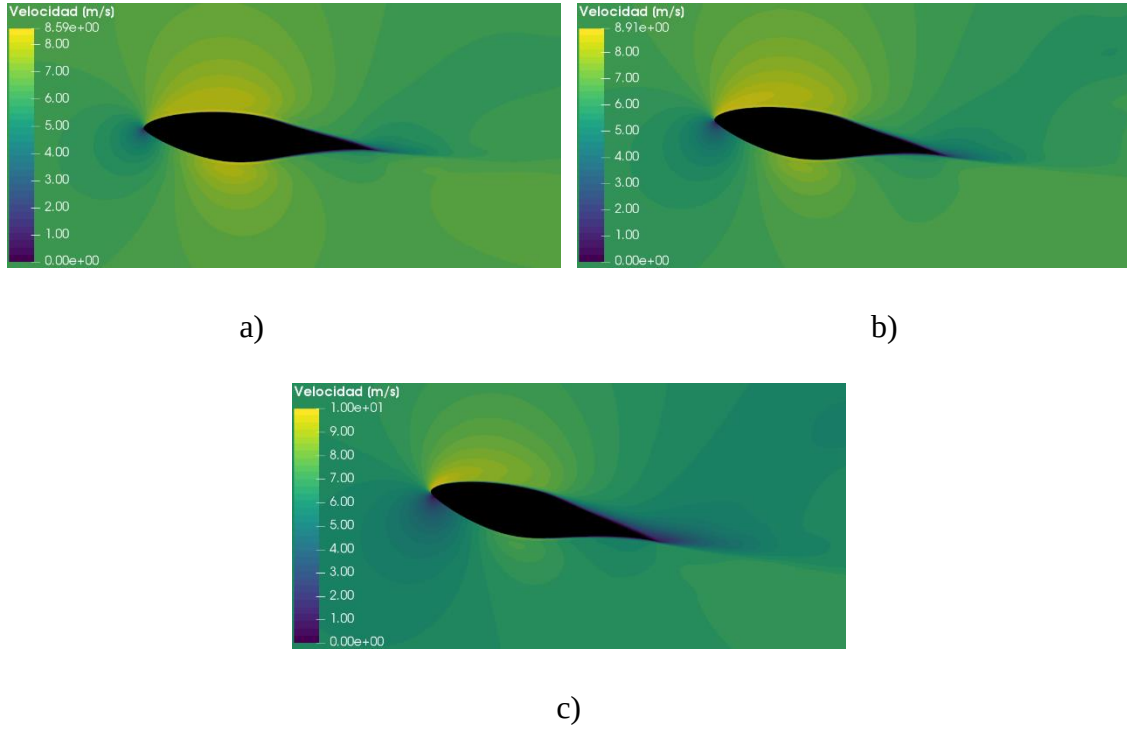


Figura B-3: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NREL S809 con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con  
a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$ .

**B.4. Velocidad media en una ventana temporal desde  $t = 1[s]$  hasta  $t = 2[s]$  del Perfil NACA0012 Optimizado**

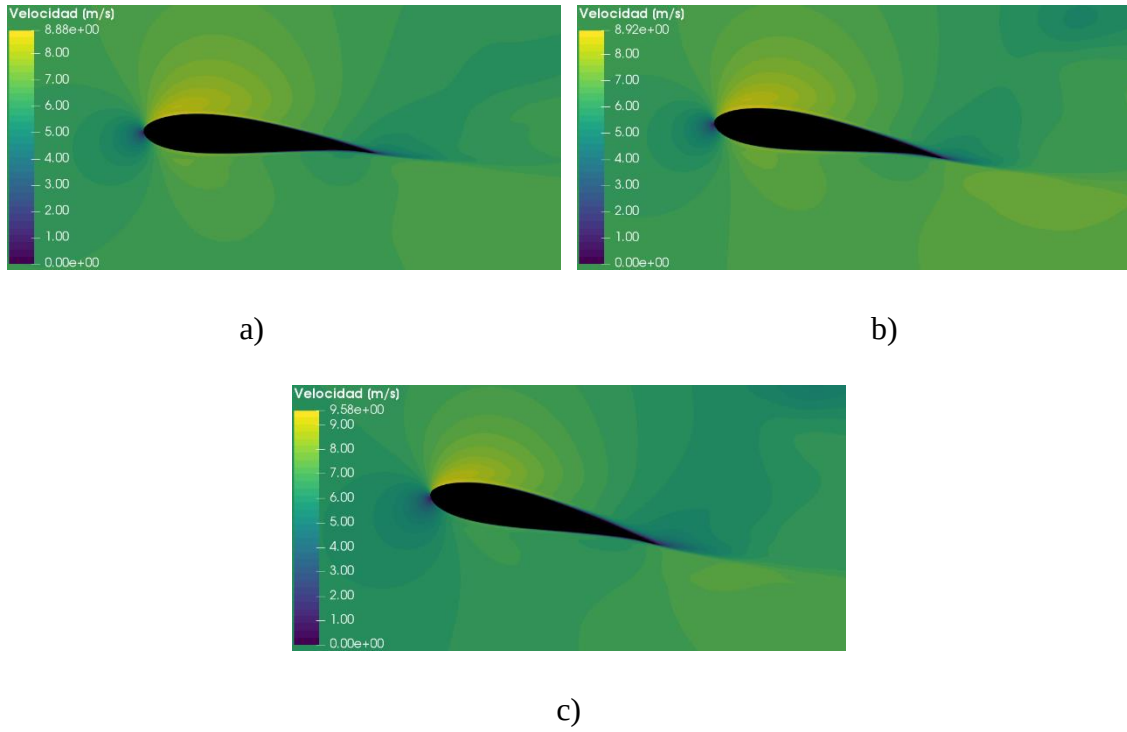


Figura B-4: Contornos de velocidad media en una ventana temporal de 1[s] para un perfil NACA0012 Optimizado con las condiciones de viento del Parque Eólico Talinay II con a)  $\alpha = 5,5^\circ$ , b)  $\alpha = 9,0^\circ$ , c)  $\alpha = 12,5^\circ$ .